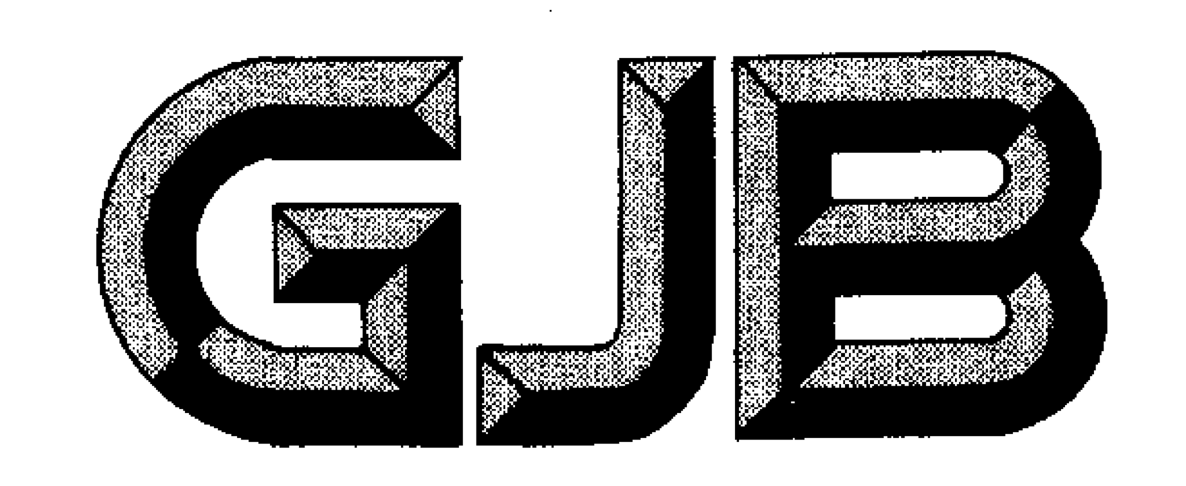


中华人民共和国国家军用标准

FL 0109

GJB 150.16A—2009
代替 GJB 150.16—1986

军用装备实验室环境试验方法 第16部分：振动试验

Laboratory environmental test methods for military materiel—— Part 16: Vibration test

2009-05-25 发布　　2009-08-01 实施

中国人民解放军总装备部　批准

目 次

前　言

GJB 150《军用装备实验室环境试验方法》分为 28 个部分：

a) 第 1 部分：通用要求；
b) 第 2 部分：低气压(高度)试验；
c) 第 3 部分：高温试验；
d) 第 4 部分：低温试验；
e) 第 5 部分：温度冲击试验；
f) 第 7 部分：太阳辐射试验；
g) 第 8 部分：淋雨试验；
h) 第 9 部分：湿热试验；
i) 第 10 部分：霉菌试验；
j) 第 11 部分：盐雾试验；
k) 第 12 部分：砂尘试验；
l) 第 13 部分：爆炸性大气试验；
m) 第 14 部分：浸渍试验；
n) 第 15 部分：加速度试验；
o) 第 16 部分：振动试验；
p) 第 17 部分：噪声试验；
q) 第 18 部分：冲击试验；
r) 第 20 部分：炮击振动试验；
s) 第 21 部分：风压试验；
t) 第 22 部分：积冰/冻雨试验；
u) 第 23 部分：倾斜和摇摆试验；
v) 第 24 部分：温度－湿度－振动－高度试验；
w) 第 25 部分：振动－噪声－温度试验；
x) 第 26 部分：流体污染试验；
y) 第 27 部分：爆炸分离冲击试验；
z) 第 28 部分：酸性大气试验；
aa) 第 29 部分：弹道冲击试验；
bb) 第 30 部分：舰船冲击试验。

本部分为 GJB 150 的第 16 部分，本部分代替 GJB 150.16－1986《军用设备环境试验方法　振动试验》。

本部分与 GJB 150.16－1986 相比，有下列主要变化：

a) 取消了 GJB 150.16－1986 中的附录 B 制定实验室振动试验条件指南，保留了附录 A 中个别情况；
b) 增加了三个规范性附录、两个资料性附录；
c) 在振动环境分类上，由 10 类增加到 25 类，另外在试验控制、试验方法、试验公式计算等方面都有较大的更改。

本部分附录 A、附录 B 和附录 C 为规范性附录，附录 D 和附录 E 为资料性附录。

本部分由中国人民解放军总装备部电子信息基础部提出。

本部分起草单位：沈阳飞机设计研究所、北京航空航天大学、中国航空综合技术研究所、航天科技集团一院 702 所、航天科技集团五院 511 所、中国船舶重工集团 704 所、总装备部 31 基地、信息产业部电子第五研究所。

本部分主要起草人：施荣明、朱广荣、吴　飒、徐　明、李宪珊、夏益霖、白松波、唐文杰、丛培新、纪春阳。

本部分所代替标准的历次版本发布情况为：

GJB 150.16－1986。

军用装备实验室环境试验方法
第16部分：振动试验

1 范围

本部分规定了军用装备实验室振动试验的目的与应用、剪裁指南、信息要求、试验要求、试验过程和结果分析的内容。

本部分适用于对军用装备进行振动试验。

2 引用文件

下列文件中的有关条款通过引用而成为本部分的条款。凡注日期或版次的引用文件，其后的任何修改单(不包括勘误的内容)或修订版本都不适用于本部分，但提倡使用本部分的各方探讨使用其最新版本的可能性。凡不注日期或版次的引用文件，其最新版本适用于本部分。

GJB 150.1A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第1部分：通用要求

GJB 150.15A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第15部分：加速度试验

GJB 150.17A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第17部分：噪声试验

GJB 150.18A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第18部分：冲击试验

GJB 150.20A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第20部分：炮击振动试验

GJB 150.24A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第24部分：温度—湿度—振动—高度试验

GJB 150.25A—2009 军用装备实验室环境试验方法 第25部分：振动—噪声—温度试验

GJB 4239 装备环境工程通用要求

3 目的与应用

3.1 目的

本试验的目的在于：

a) 使得研制的装备能承受寿命周期内的振动与其他环境因素叠加的条件并正常工作。考虑振动与其他环境因素叠加时还应参考GJB 150.1A—2009及本标准其他相关部分。

b) 验证装备能否承受寿命周期内的振动条件并正常工作。

3.2 应用

3.2.1 概述

除3.3指明以外，本试验方法适用于各类试验。振动与其他环境的综合环境试验还要根据其他适用的技术文件进行试验。本试验方法可用于确定振动试验量级、持续时间、数据处理和试验程序。

3.2.2 试验目的

本试验方法其中的试验程序和指南可根据研制试验、可靠性试验和鉴定试验等不同的试验目的来进行调整(详见附录B)。

3.2.3 寿命周期中经历的振动

表1给出装备在不同寿命周期阶段可能经历的振动环境和预期平台类别。附录A给出了预估的振动量级、持续时间及选择试验程序的指南。附录B给出了用于说明和应用这些试验的定义和工程指南。

3.2.4 制造

装备在制造和验收过程中都会经历振动环境。假定要进行环境试验的试件与要交付的产品在制造和验收过程上相同，这样试件在试验前与产品在交付前累积了同样的损伤，环境试验才可验证交付产品的

外场寿命。若制造过程发生变化，造成振动环境增大，应评估这种振动量值增大的影响，以保证后续生产产品的外场寿命不缩短。例如，原型机可能是同一场地完成组装，而交付的装备在一个场地分装后，要运到另一地点进行总装。这些振动环境可作为预处理合并到试验大纲中。

表 1　振动环境类别

寿命阶段	平 台	类 别	装备描述	试验量值和持续时间（见附录 A）	试验程序[a]
制造/维修	工厂设备/维修设备	1. 制造/维修过程	装备/组件/零件	A.2.1.2	见附录 A
		2. 运输和装卸	装备/组件/零件	A.2.1.3	见附录 A
		3. 环境应力筛选	装备/组件/零件	A.2.1.4	采用合适的环境应力筛选程序
运输	卡车/拖车/履带车	4. 紧固货物	装备作为紧固货物[b]	A.2.2.2	I
		5. 散装货物	装备作为散装货物[b]	A.2.2.3	II
		6. 大型组装件货物	大型组件，外部防护装置，货车和拖车车厢	A.2.2.4	III
	飞机	7. 喷气式	装备作为货物	A.2.2.5	I
		8. 螺旋桨式	装备作为货物	A.2.2.6	I
		9. 直升机	装备作为货物	A.2.2.7	I
	舰船	10. 水面舰船	装备作为货物	A.2.2.8	I
	铁路	11. 火车	装备作为货物	A.2.2.9	I
工作	飞机	12. 喷气式	安装的装备	A.2.3.2	I
		13. 螺旋桨式	安装的装备	A.2.3.3	I
		14. 直升机	安装的装备	A.2.3.4	I
	飞机外挂	15. 喷气式	组合外挂	A.2.3.5	IV
		16. 喷气式	安装在外挂内	A.2.3.6	I
		17. 螺旋桨式	组合外挂/安装在外挂内	A.2.3.7	IV/ I
		18. 直升机	组合外挂/安装在外挂内	A.2.3.8	IV/ I
	导弹	19. 战术导弹	组装导弹/安装在导弹内（自由飞阶段）	A.2.3.9	IV/ I
	地面	20. 地面车辆	在轮式/履带/拖车内安装	A.2.3.10	I /III
	水上运输工具	21. 舰船	安装的装备	A.2.3.11	I
	发动机	22. 涡轮发动机	安装在发动机上的装备	A.2.3.12	I
	人体	23. 人体	由人员携带的装备	A.2.3.13	见附录 A
其他	全部	24. 低限完整性	安装在减振器上/寿命周期不确定	A.2.4.1	I
	所有运输工具	25. 外部悬臂	天线、机翼、桅杆等	A.2.4.2	见附录 A

[a] 见第 6 章。
[b] 见 4.3.3。

3.2.5 环境应力筛选(ESS)

许多装备在交付前，有时在维修期间要进行环境应力筛选、老化或其他产品验收试验。与基本的生产过程一样，假定被试装备和外场装备所受的振动环境相同，这样环境试验结果对外场装备是有效的。对于不必经历相同振动环境(例如多次通过环境应力筛选)的设备，可将所允许的最大振动环境施加在设备上，作为环境试验的预处理试验(见 A.2.1.4 和 B.2.1.9)。

3.3 限制

3.3.1 安全性试验

在与负责安全性的部门协商后，本方法可以作为特定安全试验的要求，在此不讨论和提供特定安全试验的振动量级和持续时间。

3.3.2 平台/装备的耦合作用

在本试验方法中，通常用对装备的输入来描述振动要求，装备相对于振动激励装置(平台、振动台等)将被视为一个刚体。尽管通常这个简化不够准确，对于较小的装备还是可以接受的；但对于大的装备，应把装备和激振装置结合在一起视作一个柔性系统的振动。没有简单的规则来确定这种假设的有效性(见 B.2.4)。对于给定的装备，正确的试验方法应根据平台来确定。当平台/装备与实验室振动台/试件之间的阻抗不一致时，就要采取力限方法或加速度限控制方法，以防止出现不真实的强烈振动响应(见 6.2)。这种控制限取决于外场和实验室的测量数据。对不能采用过分保守的试验方法的敏感装备，可选用力限或加速度限控制。有时，在一些小的构件上，若在外场的响应测量数据能被很具体地描述，且振动持续的时间短，则可根据外场测量数据在实验室内进行开环波形控制的振动试验。

3.3.3 制造和维修

在工厂内加工过程中或维修过程中所经受的振动在本方法中未提及，有关运输环境的指南可用于制造或维修过程中的运输环境确定。

3.3.4 环境应力筛选(ESS)

本方法不包含选择环境应力筛选的指南，在 A.2.1.4 中进行了一些讨论。

4 剪裁指南

4.1 选择试验方法

分析有关技术文件的要求，应用装备(产品)订购过程中实施 GJB 4239 得出的成果，确定装备寿命期内振动环境出现的阶段，根据下列环境效应确定是否需要进行本试验。当确定需要进行本试验，且本试验与其他环境试验使用同一试件时，还需确定本试验与其他试验的先后顺序。

4.2 选择振动试验方法

4.2.1 概述

试验方法根据表 1 选择振动环境类别和试验程序，并从附录 A 中确定相应的试验量级和试验持续时间。选择振动试验方法时还应考虑：

a) 试验量级选择的保守性：振动试验条件通常包含附加的裕度来代表那些在制定条件时不能涵盖的因素。这些因素通常包括未能确定的最严重工况、同其他环境应力(温度、加速度等)的叠加作用和正交轴方向上三维振动与三个轴向分别振动的不同等。为降低重量和造价，常不考虑这些裕度，但要意识到这样可能增大装备寿命和功能风险。

b) 测量数据的保守性：应尽可能用特定装备的测量数据作为振动条件的基础。由于受传感器数量、测量点的可及性、极端情况下数据的线性度以及其他一些原因所限，测量可能无法涵盖所有的极端工况。另外，试验还受到实施条件的限制，如用单轴振动替代多轴振动，用试验夹具模拟支撑平台等。当采用实测数据来确定试验条件时，应增加裕度来代表这些因素。如果有足够的测量数据，则应采用 GJB 150.18A—2009 中给出的统计方法。

c) 预估数据的保守性：在无法得到测量数据时，可从附录 A 和附录 D 获取试验条件的预估数据。

附录 A 中的数据是基于对多种工况的包络，对任一工况都是保守的，因而不再推荐另外附加的裕度。

4.2.2 环境效应

振动导致装备及其内部结构的动态位移。这些动态位移和相应的速度、加速度可能引起或加剧结构疲劳，结构、组件和零件的机械磨损。另外，动态位移还能导致元器件的碰撞/功能的损坏。由于振动问题引起的一些典型现象如下：

a) 导线磨损；
b) 紧固件/元器件松动；
c) 断续的电气接触；
d) 电气短路；
e) 密封失效；
f) 元器件失效；
g) 光学上或机械上的失调；
h) 结构裂纹或断裂；
i) 微粒和失效元器件的移位；
j) 微粒或失效元器件掉入电路或机械装置中；
k) 过大的电气噪声；
l) 轴承摩蚀。

4.2.3 选择试验顺序

利用预期寿命期事件的顺序作为通用的试验顺序，同时考虑下列因素：

a) 振动应力引起的累积效应可能影响在其他环境条件(如温度、高度、湿度、泄漏或电磁干扰/兼容)下装备的性能。如果要评估振动和其他环境因素的累积效应，用一个试件进行所有环境因素的试验，通常先进行振动试验。但若预计其他环境因素(如温度循环)造成的损伤使装备对振动更敏感，则应在振动试验前先进行这个环境因素的试验。例如，温度循环可能产生初始疲劳裂纹，裂纹在振动作用下会扩展。
b) 试件一般要按寿命周期的顺序逐个进行各项振动试验。对大多数试验，为了适应试验装置的计划安排或由于其他原因，可以对试验顺序进行调整。但某些试验必须按其在寿命周期中的顺序进行。如在振动试验之前应完成与制造过程有关的预处理(包括环境应力筛选)，在进行代表任务的环境试验之前应先完成与维修过程有关的预处理(包括环境应力筛选)，最后进行代表任务最后阶段的关键环境试验。

4.3 选择试验程序

4.3.1 概述

表 1 列出了各类振动环境及其对应的试验程序。每类振动试验的说明见第 6 章和附录 A。在没有测量数据时可从中获得环境条件。一般来说，装备在寿命周期内经历的每类振动环境都要进行试验。试验程序的剪裁应能达到试验目的(见 B.2.1)并尽量符合实际状态(见 A.1.2)。

4.3.2 选择试验程序考虑的因素

在装备的试验大纲中，可以根据严酷度对代表寿命周期内某些特殊事件的振动试验进行删减，但在删减时应同时考虑重要频率段上振动幅度和潜在疲劳损伤。应根据简化的和可已知的装备模型预估潜在疲劳损伤。选择程序时还应考虑：

a) 运输振动比使用振动更严酷的情况：地面装备和某些舰载装备的运输振动量级一般比使用振动量级更严酷。对这些装备，运输试验(试件不工作)和使用试验(试件工作)都要进行。
b) 使用振动比运输振动更严酷的情况：如果使用振动量级比运输振动量级更严酷，则可以取消运输试验。也可以修改使用振动试验的振动谱或持续时间，使之包含运输振动试验要求。如在飞

机振动试验中，有时用低限完整性试验(见 A.2.4.1)来替代运输和维修振动试验。

c) 运输状态与使用状态的对比：在评估环境的相对严酷度时，应包括运输状态(包装、支撑和折叠等)与使用状态(安装在平台上的状态、工作时各部件展开布置状态等)的差别。另外，通常用为对包装的输入来定义运输状态的环境，而用对装备安装结构上的输入或装备对环境的响应来描述使用状态的环境。

4.3.3 各程序的差别

4.3.3.1 程序Ⅰ——一般振动

程序Ⅰ适用于那些试件固定在振动台上的情况，振动通过夹具/试件界面作用在试件上。根据试验要求，可以施加稳态振动或瞬态振动。

4.3.3.2 程序Ⅱ——散装货物运输

程序Ⅱ用于由卡车、拖车或履带车运输的且没有固定安装(捆绑)到运输工具上的装备。试验量值不能剪裁，它代表了军用车辆通过恶劣道路时散装件所经受的运输振动。

4.3.3.3 程序Ⅲ——大型组件运输

程序Ⅲ用于复现在轮式或履带车上安装或运输的大型组件经受的振动和冲击环境。它适用于大型装备或占车辆总质量比例很高的货物堆以及成为车辆内部组成部分的装备。在本程序中，用规定类型的车辆对装备施加振动激励。车辆在典型的服役情况的路面上行驶，真实地模拟振动环境和所试装备对环境的动态响应。一般不用实测数据来确定这种试验的量级，但试验中经常要采集测量数据以检验装备组件的振动和冲击试验条件是否真实。

4.3.3.4 程序Ⅳ——组合式飞机外挂的挂飞和自由飞

程序Ⅳ用于飞机外挂在固定翼飞机上的挂飞和自由飞，以及地面或海上发射导弹的自由飞。对外挂寿命周期内的其他部分可采用程序Ⅰ、Ⅱ、Ⅲ。如果合适，可施加稳态振动或瞬态振动。程序Ⅰ不适用于固定翼飞机的挂飞和自由飞。

4.4 确定试验条件

4.4.1 概述

对激励形式(稳态或瞬态)、激励量级、控制方案、持续时间和试验室条件的选择应尽可能真实模拟装备环境寿命周期中的振动环境。上述参数应尽量以实测数据为依据。环境寿命周期中的各阶段典型情况、重要参数的讨论和试验参数的选择指南见附录 A。附录 B 提供了与振动试验有关的工程信息的说明。

4.4.2 气候条件

多数实验室振动试验是在 GJB 150.1A—2009 所规定的标准大气条件下进行。但当要模拟寿命周期中实际环境的气候条件与标准大气条件有明显差别时，应在振动试验时考虑施加这些环境因素。可用本标准中的单应力气候试验方法来确定相应的气候环境条件，GJB 150.24A—2009 和 GJB 150.25A—2009 中有关于综合环境试验的特殊指南。对于需要在温度条件下进行的试验，尤其是高温条件下高能材料或爆炸物的高温试验，要考虑到极端温度下材料的老化，要求其总试验程序的气候暴露不能超过材料的寿命。

4.4.3 试件的技术状态

试件应模拟所对应的寿命周期阶段的技术状态。在模拟运输时，要包括所有包装、支撑、填充物和其他特殊运输方式的技术状态的修改。运输技术状态可能由于运输方式的不同而有所区别：

a) 散装货物：表 1 中的方法是经验和实测的综合，其条件不能剪裁(见 A.2.2.3)。对于卡车、拖车和其他地面运输，最符合实际情况的是程序Ⅲ的方法。要注意，程序Ⅲ要求有运输车辆和满载货物。

b) 紧固货物：程序Ⅰ假定车辆货箱或飞机货舱与货物之间没有相对运动。这个程序直接用于捆绑的装备或以其他形式固定的装备，这些装备在振动、冲击和加速度作用下不允许有相对位移。

当货物没有固定或允许有限的相对位移时，应在试验装置和振动激励系统中留有一定间隙以考虑这种运动。对于地面运输的装备，也可以采用程序Ⅲ。

c) 堆放货物：对于成组堆放或捆绑在一起的装备，可能会影响传递到每个货物上的振动。要保证试件的技术状态含有合适的装备数目和组数。

4.5 试件工作

只要可能，应尽量保证试件在振动试验期间运行工作，监测并记录试件的性能，要尽量多地获取数据以确定装备对振动的敏感程度。在进行振动功能试验时，试件应工作；其他情况下试件工作与否应根据实际情况决定。多数情况下，装备在运输期间不工作。也存在这样的情况，即装备的功能技术状态随任务阶段的不同而变化，或在高量级振动下不要求工作，否则可能导致装备的损坏。

5 信息要求

5.1 概述

为更好进行和记录振动试验，需要有下面的信息，所列项目应按实际情况剪裁。如可行，应对夹具和装备的模态进行测定。可以用这些模态测定数据来评估试验结果。当对装备的技术要求发生变化时或将装备用于新用途时，也可来评价装备的适应性。如果未来关注的重点是将现有装备用于新用途时，这些数据就尤为重要。当因故取消模态测定时，简单的共振搜索也可提供有用的信息。

5.2 试验前需要的信息

5.2.1 通用信息

一般信息见 GJB 150.1A－2009 中 3.8 和 3.10，特殊信息如下：

a) 试验夹具的要求；
b) 试验夹具模态测试方法；
c) 试件/夹具模态测试方法；
d) 振动台控制方案；
e) 试验允差；
f) 综合环境的要求；
g) 试验顺序和持续时间；
h) 振动的轴向；
i) 测量仪器的技术状态；
j) 试验设备或试件发生故障或失效时的试验安全关机程序；
k) 试验中断后恢复程序；
l) 试验结束条件。

5.2.2 程序的特殊信息

程序的特殊信息如下：

a) 程序Ⅱ——散装货物振动：确定试件相对于试验台抛掷轴的朝向；
b) 程序Ⅲ——大型组件运输：确定试验车辆、载荷、路况、距离和车速。

注：试验夹具和试件的模态测定是非常重要的。在大型复杂夹具上的大型试件经常在试验频率范围内出现夹具的共振现象。这些共振会在试件的特定频率和特定位置上导致过试验或欠试验。当夹具和试件耦合共振时，结果可能会是灾难性的。即使是振动台和夹具系统设计得很好，类似的问题在小试件中也可能发生。这是因为夹具的最低共振频率很难高于 2000Hz。如果夹具和试件的共振耦合不可避免，应考虑加速度限或力限控制等特殊的振动控制方案。

5.3 试验中需要的信息

见 GJB 150.1A－2009 中的 3.11。

5.4 试验后需要的信息

一般信息见 GJB 150.1A—2009 中 3.14，特殊信息如下：

a) 试验、试验中断和试验故障的概况和记录；
b) 试验的讨论和分析；
c) 功能验证数据；
d) 试件模态分析数据；
e) 夹具模态分析数据；
f) 所有的振动测量数据。

6 试验要求

6.1 试验设备

6.1.1 概述

试验设备(包括所有辅助设施)应能达到 6.2 规定的振动环境、控制方案和试验允差要求。测量传感器、数据记录和数据处理设备应符合数据测量、记录、分析和显示的要求。除另有规定外，应在 GJB 150.1A—2009 中 3.1 规定的标准大气条件下进行振动试验和测量。

6.1.2 程序Ⅰ——一般振动

本程序利用通用的试验室振动台(激振器)、滑台以及夹具。根据所要求的试验频率范围、低频行程(位移)以及试件和夹具的尺寸和质量来选定振动台。

6.1.3 程序Ⅱ——散装货物运输

这种环境需要用运输颠簸台(见图 C.5)来模拟，它能在台面的垂直面内产生频率为 5Hz、双振幅值为 25.4mm 的圆周运动。运动发生在垂直平面上，图上显示出所需的夹具。夹具并不是把试件固定在运输颠簸台的台面上，运输颠簸台的大小应足够放置特定的试件(大小和重量)。

a) 试验台面：将 5mm～10mm 厚的冷轧薄钢板盖在运输颠簸台台面上，并用螺栓将钢板固牢，螺栓头顶部应稍微低于钢板表面。螺栓沿四边间隔分布并通过台面中心区域，以防止钢板的变形。钢板不应有严重损伤或磨损。
b) 档板：垂直墙对面的档板不是试验的碰撞面，而是用于防止试件脱离运输颠簸台。限制档板的距离应足够大，以防止产生持续撞击，但又能防止一个或多个试件彼此离开试验台面。试验围墙(侧板、碰撞墙和限制档板)的高度至少应比试件高 5cm，以防止试件与试验围墙顶部出现不真实的碰撞。

注：胶合板底面与钢板底面相比较无明显的差别，且钢板对维修的要求较少。

6.1.4 程序Ⅲ——大型组件运输

本程序所用的试验设备是能代表装备在运输和服役阶段的所受振动环境的试验路面和车辆。为反映寿命周期中所经历的情况，试件要装载到车辆上并加以限位或固定。运输车辆以能复现运输或服役条件的方式驶过试验路面。试验路面可以是设计的试验道路、典型公路或在指定的专用公路(例如生产场地和军用仓库之间的专用路线)。如有可能，这种试验还可以包括所有与轮式车辆运输有关的环境因素(振动、冲击、温度、湿度和压力等)。

6.1.5 程序Ⅳ——组合式飞机外挂的挂飞和自由飞

本程序用通用的试验室振动台(激振器)直接或通过夹具驱动试件。试件用与激振器独立的试验架支撑(见 6.4.4)。根据所要求的试验频率范围、台面低频行程(位移)以及试件和夹具的尺寸和质量来选择振动台。

6.2 试验控制

6.2.1 概述

振动环境的产生和测量的准确度在很大程度上与试验夹具及试件的安装、测量系统和激振器控制方案有关。要确保所有仪器都保持最佳状态。为达到 6.2.3 所规定的允差，精心地设计试验装置、夹具、

传感器安装和布线以及完善的质量控制是必要的。

6.2.2 控制方案

6.2.2.1 说明

选择的控制方案应能在要求的试件位置上产生所要求的振动量值。这种选择取决于所要求的振动特性和平台/装备之间的动力耦合作用(见 3.3.2 和 B.2.4)。一般采用单一控制方案，也可同时采用多种控制方案。

6.2.2.2 加速度输入控制方法

加速度输入控制是振动试验的传统方法。控制加速度计安装在与试件连接的夹具上。振动台的运动由控制加速度计的反馈来控制，以保证夹具/试件界面处达到规定的振动量值。根据试验要求，控制信号可以是若干个安装在试件/夹具界面上加速度计输出信号的平均值。这种控制方案适用于模拟平台对装备的输入并假定装备不会影响平台的振动。

6.2.2.3 力限控制方法

在振动台/夹具和试件中间安装动态力传感器，振动台的运动由力传感器的反馈来控制，以再现外场实测的界面力。当外场(平台/装备)的动力耦合与试验室(振动台/试件)的动力耦合有明显差异时，应采用这种方法。这种控制方法能保证在试验室振动台与试件的界面上输入正确的外场所测的动态力。使用这种方法可避免装备在结构最低共振频率上的过试验或欠试验，而用其他方式控制可能无法避免。

6.2.2.4 加速度限控制方法

按 6.2.2.2 的规定输入振动。另外，装备特定点上的振动加速度响应限也要加以规定(根据外场的测量数据确定)，在这些特定点上安装监测加速度计。按 6.2.2.2 对试件进行激励，用试件安装点的加速度计信号控制振动台。当某些频带上出现监测加速度计的响应值超过预先设定的响应限时，可对输入谱进行修改以将监测加速度计的响应限制在预先规定的响应限内。在能满足所规定的响应限制的情况下，对输入谱(带宽和量级)的这种修改应尽可能小。

6.2.2.5 加速度响应控制方法

用试件上或试件内的特定点的状态来规定振动条件。控制加速度计安装在振动台/夹具的界面上，监测加速度计安装在试件的特定点上。在试验开始时，先对试件施加一个随意的低量级振动，用控制传感器的反馈信号进行控制，然后在试验中根据经验调节振动的输入，直到监测加速度计的振动量级达到规定的振动量级。当已有外挂对动力学环境的响应测量数据或评估数据时，飞机组合外挂通常采用这种方法。这种方法也适用于那些已有外场实测响应数据的装备。

6.2.2.6 开环波形控制方法

监测加速度计安装在试件上，安装位置与实测时一样。振动台由经适当补偿的时间/电压波形来驱动，这个补偿波形直接从外场测量数据或特定的数字化波形中获得。试验时测量监测加速度计的响应，并与给定的条件作比较。一般来说，上述补偿电压波形的确定方法与冲击试验时确定波形的方法相同，即要求的响应波形与逆系统脉冲响应函数的卷积。这种方法一般不适用于本部分的试验程序，更适用于控制 GJB 150.18A—2009 冲击试验中的瞬态或短持续时间的时变随机振动。

6.2.3 允差

6.2.3.1 概述

除另有规定外，应使用 6.2.3.2～6.2.3.5 中的允差。若不能满足这些允差，则应提出可达到的允差并在试验前得到研制单位和用户的确认。要保护测量传感器，使其避免与安装面之外的表面接触。

6.2.3.2 加速度谱密度

应仔细分析外场所测响应数据的概率密度信息中的非高斯分布特性。特别要确定外场测量的响应数据与试验室中经常采用峰值 3σ 限削波技术后的再现数据之间的关系。加速度谱密度的允差要求为：

a) 振动环境：在给定频率范围内，将控制传感器上的加速度谱密度保持在 2.0dB 或－1.0dB 之内。对于小型紧凑试件(比如中小型尺寸的方形电子设备)、设计合理的夹具和先进的控制设备，这

个允差通常容易达到。当试件很大或很重，或无法消除夹具的共振，或当谱中出现很陡斜率(大于20dB/Oct)时，可能必须要增大这个允差。此时，要尽可能保证所选择的允差是最小的，并与试验目的相兼容。在任何情况下，整个试验频率范围内的允差应不超过±3dB；500Hz以上可以为3dB，－6dB。这些超过允差的累积带宽应限制在整个试验频带范围的5%以内，否则就应更改试验、夹具或试验装置以满足试验目的。对于程序Ⅳ——组合式飞机外挂，允许偏差为±3dB。

b) 振动测量：要保证在试验频率范围内，振动测量系统提供传感器安装面上(或传感器连接块安装面上)的加速度谱密度测量数据，其准确度为振动量级的±0.5dB 之内。对于频率不大于25Hz，分析带宽应小于等于2.5Hz；对于频率大于25Hz，分析带宽应不大于5Hz。对于基于快速傅立叶变换的控制和分析系统，在试验频带内至少要使用400线的谱线数。对于更宽的频率范围，推荐使用800线。保证统计自由度值不小于120。

c) 均方根(RMS)加速度值：不要用均方根加速度来规定或控制振动试验，因为它不包含谱信息。均方根值在监测振动试验时是很有用的，因为可以对它进行连续监测，而测量谱是根据延迟的、周期性数据得到。还有，均方根值在检测试验谱设定中的错误时是很有用的。根据试验变量和试验设备来规定均方根监测值的允差。不要将随机振动的均方根加速度和正弦振动的峰值进行比较，它们之间没有关系。

6.2.3.3 正弦峰值加速度

正弦峰值加速度的允差要求为：

a) 振动环境：保证在规定频率范围内，控制传感器上的正弦峰值加速度偏差不大于规定值的±10%。

b) 振动测量：保证在试验频率范围内，振动测量系统提供传感器安装面上(或传感器连接块安装面上)的正弦峰值测量数据，其偏差在振动量值的±5%之内。

c) 均方根(RMS)加速度值：正弦振动均方根加速度等于0.707倍的峰值加速度。它与随机振动谱(g^2/Hz)的均方根加速度没有关系，不要用它来比较正弦条件(g)和随机条件(g^2/Hz)。

6.2.3.4 频率测量

在试验频率范围内，振动测量系统提供传感器安装面上(或传感器连接块安装面上)频率测量偏差应在±1.25%内。

6.2.3.5 横向加速度

在任何频率上，相互正交并与试验驱动轴正交的两个轴上的振动加速度应不大于试验轴向上的加速度的0.45倍(或加速度谱密度的0.2倍)。在随机振动试验中，横向加速度谱密度常有一些高而窄的尖峰，在剪裁横向允差时要考虑这些因素。

6.3 试验中断

见GJB 150.1A－2009中的3.12，特殊要求如下：

a) 若因试件的失效而中断试验，就要分析失效原因。根据分析结果决定是否重新开始试验、更换试件或修复失效部件后继续试验或结束试验。

b) 若鉴定试验因为部件失效而中断，更换该失效部件后从中断点继续进行的试验不能保证所更换部件满足试验要求。在作出试验通过的决定前，每个更换的部件都应承受完整的振动试验。进一步的说明见8 b)。

6.4 试件的安装与调试

6.4.1 一般要求

见GJB 150.1A－2009中的3.9。

6.4.2 程序Ⅰ——一般振动

6.4.2.1 概述

试件的技术状态应与所要模拟的寿命周期阶段的装备状态一致。

6.4.2.2　运输

试件的技术状态应与运输时一样，有保护箱、保护装置/包装。按照寿命周期内运输方式将试件固定/捆绑安装在夹具上。

6.4.2.3　工作

试件的技术状态应与工作使用时一样。用与寿命周期内工作使用时相同类型的固定装置，把试件固定在试验夹具安装部位上。提供装备在运行时要使用的所有的机械、电气、液压、气动或其他的连接。除另有规定外，要保证这些连接能动态模拟服役时的连接状态，而且功能完全一致。

6.4.3　程序Ⅱ——散装货物运输

6.4.3.1　概述

根据以下两种试件类型选择挡板设施(如果用多个试件，指的是相同的试件而不是不相关试件的混合)：

a)　容易在试验面上滑动的或“矩形截面试件”(典型包装试件)；

b)　容易在试验面上滚动的或“圆形截面试件”。

6.4.3.2　矩形截面试件

按装运时最可能的朝向将试件放置在运输颠簸台台面上。若不能确定装运时可能的朝向，按试件最长的轴与试验台面的长轴(抛掷轴)平行的方向放置试件。根据允许试件只撞击一个端面墙(不反弹)和防止试件90°旋转的原则，放置木制碰撞墙和侧板。不要用侧板把多个试件分开。试验的前半段按此方向进行，后半段将试件转90°进行。

6.4.3.3　4个(含4个)以上圆形截面试件

用碰撞墙围成正方形的试验区，墙面与抛掷轴平行或垂直。定义 R_T 为每个试件的长细比，$R_T=L/D$，其中 L 是试件长度，D 是试件直径。试验区 R_R 值按式(1)计算：

$$R_R=NL/[0.767LN^{1/2}-2S_W-(N-1)S_B] \quad (1)$$

式中：

S_W ——试件与侧墙之间的间距；

S_B ——试件之间的间距；

(根据试件的几何形状选择 S_W 和 S_B，确定试件与碰撞墙和试件之间的实际间距。二者的典型值均为25mm)。

N ——试件数目，($N>3$)。

如果 $R_T>R_R$，试验区每个边的长度 X 由式(2)给定：

$$X=0.767LN^{1/2} \quad (2)$$

如果 $R_T \leqslant R_R$，试验区每个边的长度 W 由式(3)给定：

$$W=ND+2S_W+(N-1)S_B \quad (3)$$

6.4.3.4　3个(含3个)以下圆形截面试件

用 $R_T=L/D$ 定义每个试件的长细比。试验区 R_R 值按式(4)计算：

$$R_R=NL/[1.5L-2S_W-(N-1)S_B] \quad (4)$$

如果 $R_T>R_R$，试验区每个边的长度 X 由式(5)给定：

$$X=1.5L \quad (5)$$

如果 $R_T<R_R$，试验区每个边的长度 W 由式(6)给定：

$$W=ND+2S_W+(N-1)S_B \quad (6)$$

随机地把试件放在运输颠簸台的碰撞墙中间。由于在试验期间引起的一些损伤是由试件之间相互碰撞造成的，所以应尽可能选用3个以上的试件进行试验。

6.4.4　程序Ⅲ——大型组件运输

6.4.4.1 概述

试件的技术状态应与预计安装在车辆上的运输和使用时一样。若装备组件包含外部防护装置或在使用状态时装备组件连有其他设备，这些装置和设备也应按使用技术状态安装。

6.4.4.2 试验路面

安排试验时，要考虑适用在特殊试验地区的路面。同时要保证试验路面、试验距离和试验速度的选择与规定的车辆和它们的预期用途相符。

6.4.4.3 试验载荷

车辆对试验路面的振动响应是整个载荷及其在车辆上分布的函数。一般情况下，重的载荷在低频会产生最大振动量值，轻的载荷会产生高频的振动。应以不同载荷多次试验，要求包括最恶劣的工况、中等工况或其他有关工况。

6.4.4.4 捆绑/固定方案

在试验期间，应着重复现使用中会出现的严重情况。如在运输过程中，捆绑带的松驰可使货物移动并造成重复撞击，而在试验中如果捆绑过紧就会阻止试件的移动，这样就会减少或消除这种在实际运输环境中可能出现的撞击。

6.4.5 程序Ⅳ——组合式飞机外挂的挂飞和自由飞

6.4.5.1 挂飞试验夹具

用服役使用的外挂悬挂设备(炸弹架、发射器和挂架等)把试件悬挂在结构支撑架上。结构支撑架的弯曲振型的模态频率尽可能高，至少是外挂一阶弯曲频率的两倍，而且不与外挂的模态耦合。用斜支撑、吊耳、挂钩及其锁紧装置和承载装置把外挂按装机状态挂在悬挂设备上。还应保证结构支撑架的布局和试验场地能便于振动台和试件的调整。此外还要考虑：

a) 按挂飞情况放置组合式外挂设备，把它安装在结构支撑架上。把结构支撑架柔性悬挂在试验室内。外挂、悬挂设备及结构支撑架的组合刚体模态频率应在 5Hz～20Hz 之间，且低于外挂最低弯曲频率的一半。结构支撑的重量、俯仰和滚动惯性矩应适中。如果结构支撑架太重或惯性太大，外挂的悬挂设备和外挂表面蒙皮会承受过应力，因为要使加速度谱密度匹配，就要施加非真实的高动态弯曲力矩；相反，如果结构支撑架太轻或惯性太小，外挂的悬挂装备和外挂表面蒙皮就可能出现欠试验。

b) 不要通过结构支撑架直接激励外挂。以前的方法是外挂刚性连接到振动台上，已经为试验证实不合适，故不再推荐。外挂试验经验的表明，包含结构支撑架/反作用质量可大大地改善实测飞行数据和实验室中得到振动数据的匹配程度，特别在低频范围。

c) 在不能满足 a)和 b)的频率要求时，可采用力限控制方法(见 6.2.2.3)。

6.4.5.2 自由飞试验夹具

根据自由飞技术状态组装外挂并柔性悬挂在试验室内。悬挂的外挂的刚体模态频率应在 5Hz～20Hz 之间，且低于外挂最低弯曲频率的一半。

6.4.5.3 轴向

试验外挂的纵轴与地平面平行，且通过外挂的最长尺寸。垂直轴与地平面和纵轴相互正交。横向轴与纵轴和垂直轴成正交。

6.4.5.4 振动激励

外挂的纵向振动通常小于垂向振动和横向振动。垂向和横向激励外挂时，通常也会引起纵向振动。当外挂相对细长(长度大于高度或宽度的 4 倍)时，就在垂向和横向驱动外挂。在其他情况下，需要在垂向、横向和纵向激励外挂。如果在外挂中有仅当组装在外挂上才进行振动试验的设备，或包括对纵向振动敏感的组件，则应进行纵向振动激励。振动激励还有如下要求：

a) 振动台的振动通过激励杆(柔性杆)或其他合适的装置传递到外挂上。推荐外挂的每个轴向的每个端点为单独的激励点。在理想情况下，外挂的每个端点要同时驱动。不过，也可以每个端点

分别驱动。在每个轴上对准外挂气动中心进行单点激励也有成功的例子。将相对刚硬的、用外挂内部结构或试验夹具(通常是指绕外挂局部圆周上的外加强框)支撑的外挂表面作为激励点，它们可以将振动载荷传递分布到外挂的承力结构上。

b) 这项试验代表一个高度随机的、高度互不相关的振动条件。在同时使用两个激振器时，两个激励信号应互不相关。除另有规定外，来自独立控制器的两个激励信号可以是互不相关的，但在试验过程中会变成相关的。使用两个激振器进行振动激励时需要某些通用双路驱动试验的知识，包括激振器互谱密度矩阵的知识。

6.4.5.5 测试仪器

将传感器安装在外挂/外挂激励装置上，用以监测振动量值，提供控制激振器的反馈信号，并检测装备的功能。另外，在外挂上增加传感器来测量整个外挂的局部振动环境，这对实现试验大纲的总目标是很重要的。应注意所采用的振动台控制方法，例如单点响应、多点响应、力限、波形等。还要注意外场测量数据和实验室测量数据之间的关系。测试仪器还有如下要求：

a) 安装加速度计来监测外挂的主要承载结构上前后两端的振动量级。加速度计不要放在整流罩、无支撑的蒙皮壁板、气动表面或其他相对柔性的结构上。在某些情况下(见 6.4.5.3)，还要安装垂向或横向传感器；或安装垂向、横向和纵向传感器。

b) 另一种备选的方法是用应变计监控试验，应变计经过校准，用来测量动态弯曲力矩。在关注外挂主要结构的完整性时，可采用这种方法。这种方法需要飞行实测的弯矩数据。另外，按 a)讨论的位置安装加速度计以验证总振动量级是否符合要求。

c) 可使用装在外挂/振动传递装置/振动台界面上或附近的加速度计，串在外挂/振动传递装置/振动台之间力传感器或动弯矩应变计作为反馈控制的传感器。对振动台控制方法和它对整个测量的影响应有清晰的理解。

7 试验过程

7.1 概述

单独或组合进行以下步骤，都为收集振动环境中试件的耐久性和功能有关的数据提供了休养所。

7.2 试验准备

7.2.1 试验前准备

试验开始前，根据有关文件确定试验程序、试件技术状态、试验量级、试验持续时间、振动台控制方法、失效判据、试件功能要求、测量仪器要求、试验设备能力及夹具等。此外还需要：

a) 选择合适的振动台和夹具；

b) 选择合适的数据采集系统(仪器、电缆、信号调节器、记录仪和分析设备等)；

c) 在没有安装试件前，对振动设备进行预调试，以确认工作正常；

d) 保证数据采集系统的功能符合技术要求。

7.2.2 初始检测

所有试件都应在标准大气条件下进行试验前检测，以得到原始基准数据。检测按以下步骤进行：

a) 检查试件是否有物理损伤并记录结果；

b) 按技术文件的规定，如果有要求就按工作技术状态准备试件；

c) 检查试件、夹具与振动台的组合是否符合试件和技术文件的要求；

d) 如适用，则按技术文件对试件进行工作状态下的工作检查并记录检查结果，以便与试验中和试验后得到的数据比较。

7.3 试验程序

7.3.1 程序Ⅰ——一般振动

程序Ⅰ的步骤如下：

a) 对试件进行外观检查和功能检查。如果发现失效，按 6.3 处理。
b) 如有要求，进行夹具的模态测试以验证夹具是否满足要求。
c) 将试件按寿命周期实际使用状态安装在夹具上。
d) 在试件/夹具/振动台连接处或附近安装足够数量的传感器，测量试件/夹具界面的振动数据，根据控制方案的要求控制振动台并测量其他需要的数据。把控制传感器安装在尽量靠近试件/夹具的界面处。保证测量系统的总体精度足以验证振动量级在 6.2.3 中规定的允差之内，并能满足附加的具体精度要求。
e) 如有要求，进行试件模态测试。
f) 对试件进行外观检查，如果适用，还要进行功能检查。如发现失效，按 6.3 处理。
g) 在试件和夹具连接处施加低量级振动。如有要求，还要施加其他环境应力。
h) 检查振动台、夹具和测量系统是否符合规定要求。
i) 在试件/夹具连接处施加所要求的振动量级以及其他要求的环境应力。
j) 检查试件/夹具连接处的振动量值是否符合规定。如果试验持续时间不大于 0.5h，在首次施加满量值振动后和全部试验结束前立即进行这个步骤。否则，在首次施加满量值振动后，此后每隔 0.5h 和全部试验结束前立即进行这个步骤。
k) 在整个试验过程中监测振动量值，如可行，应连续检测试件性能。如果振动量级出现变化或发生失效，按照 5.2.1 j)关机程序终止试验。确定振动量级变化原因，然后按试验中断恢复程序 5.2.1 k)进行处理。
l) 在达到要求的试验持续时间时，停止振动。根据试验目的，技术文件可能会要求在结束试验前进行附加的不同量级的振动。如果这样，根据技术文件的要求重复 f)～l)。
m) 检查试件、夹具、振动台和测量仪器。如果发生失效、磨损、松动或其他异常，按试验中断恢复程序(5.2.1 k))进行处理。
n) 核查测量设备功能，进行试件的功能检查。如果发生失效，按 6.3 处理。
o) 在每个要求的激振轴向上重复 a)～n)。
p) 在每种要求的振动环境上重复 a)～o)。
q) 将试件从夹具上卸下，检查试件、安装硬件和包装等。如果发生失效，按 6.3 处理。

7.3.2 程序Ⅱ——散装货物运输

程序Ⅱ的步骤如下：

a) 对试件进行外观检查和功能检查。
b) 如有要求，进行试件的模态测试。
c) 把试件按 6.1.3 和 6.4.3 的要求放在运输颠簸台上的限制挡板内。
d) 安装足够的传感器，测量所有需要的数据。保证测量系统的精度满足规定的精度要求。
e) 运行运输颠簸台，运行时间为预定试验持续时间的一半。
f) 对试件进行外观检查和功能检查。如果发生失效，按 6.3 处理。
g) 根据 6.4.3 的要求，调整试件与挡板/碰撞墙的朝向。
h) 运行运输颠簸台，运行时间为所规定试验持续时间的一半。
i) 对试件进行外观检查和功能检查。如果发生失效，按 6.3 处理。

7.3.3 程序Ⅲ——大型组件运输

程序Ⅲ的步骤如下：

a) 对试件进行外观检查和功能检查。如果发生失效，按 6.3 处理。
b) 根据技术文件要求把试件安装在试验车辆上。
c) 在试件上或附近安装传感器，以便测量试件和车辆界面处的振动参数和其他要求的参数。保护传感器以防止它们与安装面之外的其他表面接触。

d) 对装有试件的车辆施加规定的试验。

e) 对试件进行外观检查和功能检查。如果发生失效，按 6.3 处理。

f) 按技术文件要求的其他试验里程、试验负载或试验车辆，重复 a)～e)。

7.3.4 程序Ⅳ——组合式飞机外挂的挂飞和自由飞

程序Ⅳ的步骤如下：

a) 将外挂悬挂在试验室中并使测试设备工作，测量悬挂系统的固有频率，检查外挂悬挂系统动态特性是否符合规定。

b) 如有要求，进行试件的模态测试。

c) 将试件置于工作方式并确认它正常工作。

d) 在振动台/外挂界面处施加低量级振动，确保振动台和测试系统工作正常。对加速度反馈控制，按监测传感器所要求谱的−9dB 开始施加振动。对力反馈控制，施加平直推力谱，监测加速度传感器的响应在整个试验频段上应低于所要求试验监控值的−9dB。对于动弯矩反馈控制，按监控传感器所要求谱的−9dB 开始施加振动。

e) 调节振动台激励，使监控传感器在激励方向上满足试验要求。对于加速度控制，找出监控传感器谱超出输入谱 6dB 以上的峰值(外挂前后两端的频率可能不同)。对于力反馈控制，从力测量数据中找出主要峰值，校验监控加速度计传递函数。两种情况下都要对输入谱进行均衡，直到所找出的那些峰值等于或超出试验要求的量级。在达到所要求的峰值响应时，输入谱应尽量平滑、连续。(不必把试验监控传感器谱中的低谷部分填平，但是不允许在这些低谷中进行带谷控制)。对于动弯矩反馈控制，升高和调整输入谱形直到它满足所要求的谱(峰值和谷)为止。

f) 当振动输入调节到所需的响应(A_1)时，测量其他轴的响应(A_2，A_3)。用式(7)和式(8)中的方程验证其他轴的响应量级在所要求的量级内。如果方程得到的结果(左面)大于由方程确定的值(右面)，则降低输入振动量级直到输入和其他轴的响应值使方程平衡。每个峰值单独使用这些方程。对于要求在两个相互独立的正交轴向上施加振动的试验，使用式(7)；对于要求在三个相互独立的正交轴向上施加振动的试验，使用式(8)。

$$2=\frac{R_1}{A_1}+\frac{R_2}{A_2} \quad \cdots\cdots (7)$$

$$3=\frac{R_1}{A_1}+\frac{R_2}{A_2}+\frac{R_3}{A_3} \quad \cdots\cdots (8)$$

式中：

R_i ——要求的量级，g^2/Hz 或(N-m)^2/Hz，$i=1\sim3$；

A_i ——响应的量级，g^2/Hz 或(N-m)^2/Hz，$i=1\sim3$。

例如：

对于需要在三个相互独立的正交轴向进行振动的试验，当振动施加在垂直轴向时，采用式(9)：

$$3=\frac{R_{1c}}{A_{1c}}+\frac{R_{2c}}{A_{2c}}+\frac{R_{3c}}{A_{3c}} \quad \cdots\cdots (9)$$

式中：

R_{1c} ——垂直轴向的试验要求量级；

A_{1c} ——垂直轴向的响应量级；

R_{2c} ——横侧轴向的试验要求量级；

A_{2c} ——横侧轴向的响应量级；

R_{3c} ——纵向轴向的试验要求量级；

A_{3c} ——纵向轴向的响应量级。

当振动施加在水平轴向时，采用下面的等式：

$$3=\frac{R_{1s}}{A_{1s}}+\frac{R_{2s}}{A_{2s}}+\frac{R_{3s}}{A_{3s}} \qquad (10)$$

式中：

R_{1s}——横侧轴向的试验要求量级；

A_{1s}——横侧轴向的响应量级；

R_{2s}——垂直轴向的试验要求量级；

A_{2s}——垂直轴向的响应量级；

R_{3s}——纵向轴向的试验要求量级；

A_{3s}——纵向轴向的响应量级。

当振动施加在纵向轴向时，采用式(11)：

$$3=\frac{R_{1z}}{A_{1z}}+\frac{R_{2z}}{A_{2z}}+\frac{R_{3z}}{A_{3z}} \qquad (11)$$

式中：

R_{1z}——纵向轴向的试验要求量级；

A_{1z}——纵向轴向的响应量级；

R_{2z}——垂直轴向的试验要求量级；

A_{2z}——垂直轴向的响应量级；

R_{3z}——横侧轴向的试验要求量级；

A_{3z}——横侧轴向的响应量级。

g) 验证振动量级是否符合规定的量级。如果试验持续时间不大于 0.5h，在满量级振动首次施加后和全部试验结束前立即进行这个步骤。否则，在满量级振动首次施加后，此后每隔 0.5h 和全部试验结束前立即进行这个步骤。

h) 在整个试验过程中监测振动量级和试件性能。如果量级出现超差、性能超出允许范围或发生失效，按 5.2.1 j) 中止试验。确定异常原因，按试验中断恢复程序(5.2.1 k))进行处理。

i) 在达到了要求的试验持续时间时，停止振动。根据试验目的，技术文件可能会要求在结束试验前进行附加的不同量级的振动。如果这样，根据技术文件要求重复 f)～i)。

j) 检查试件、夹具、振动台和测量仪器。如果发现失效、磨损、松动或其他异常，按试验中断恢复程序 5.2.1 k) 处理。

k) 验证测量设备功能是否符合要求，进行试件的功能检验，与按 7.2.2 采集的数据比较进行试件的功能校验。如果发生失效，按 6.3 处理。

l) 在每个要求的激振轴向上重复 a)～k)。

m) 在每种要求的振动环境上重复 a)～l)。

n) 将试件从夹具上卸下，检查试件和安装硬件等。如果发生失效，按 6.3 处理。

8 结果分析

除 GJB 150.1A—2009 中的 3.17 提供的指南外，下列信息也有助于评价试验结果：

a) 失效机理。与振动相关的失效分析应将失效机理与失效装备的动态特性和动力学环境关联。简单地确定某个装备是由于高周疲劳或磨损损坏的是不充分的，必须将失效与动态环境和装备的动态响应关联在一起。所以，在失效分析中，除了通常的材料特性、裂纹初始位置等数据外，还包含共振频率、模态、阻尼值和动态应变分布的确定(见 B.2.5)。

b) 鉴定试验。当试验是用于鉴定与合同要求的符合程度时，推荐使用下列定义：

   1) 失效：如果装备出现永久变形或断裂，如果固定零件或组件出现松动，如果组件的活动或可动部分在工作时变为不受控制或动作不灵敏，如果可动部件或受控量在设定、定位或调

节上出现漂移，如果装备的性能在功能振动试验中和耐久试验后不能满足规定的要求，可认定该装备失效。

2) 试验完成：在试件的所有元件成功地通过了整个试验后，振动鉴定试验完成。如果出现失效，应中止试验，分析失效原因并修复试件。继续进行试验直到所有的修复措施都经历了整个试验。在每个元件成功地通过了整个试验后元件才被视为合格。合格的元件在试验延长期内出现失效不被视为失效，可以修复并承认试验完成。

c) 其他试验。对于鉴定试验之外的试验，应制定相应的试验目的/失效的判据及试验完成的判据。

附　录　A
（规范性附录）
确定振动环境的剪裁指南

A.1　范围

A.1.1　目的

本附录用于确定环境寿命周期内事件的振动量级、持续时间和要进行的试验，使得研制的设备能够承受寿命周期内的振动环境并正常工作。

A.1.2　应用

应尽可能用实测数据和装备实际寿命周期的持续时间来制定装备设计规范和试验条件。有时也可用已有数据库数据代替实测数据。根据以下提供的数据形成的初步环境寿命周期有助于制订试验计划。一个初步的寿命周期定义可将有限的试验资源用在对装备影响最显著的振动环境上。A.2 给出了装备设计和试验振动环境量值的指南以及多种典型寿命周期事件的振动环境的说明，以及当无法得到实测数据时，可采用的替代试验条件（量级和持续时间）或其他指南。表 1 按章节号给出了 A.2 中各部分的概述。

A.2　振动环境

A.2.1　制造/维修

A.2.1.1　说明

制造/维修通常不作为环境寿命周期的部分，但可能对装备造成振动疲劳损伤。如果这些环境的作用明显，应评估这种环境，并在设计中考虑将它作为环境试验前的预处理条件。

A.2.1.2　第 1 类——制造/维修过程

A.2.1.2.1　制造

如果所有装备（包括试件）的制造过程相同，这种环境就不需要附加试验。如果这种环境作用明显，则应在设计计算时考虑。如果不同批次的装备（组）在制造时经历的振动环境有明显差别，则应选择经历最大振动环境的装备作试件。

A.2.1.2.2　维修

如果这种环境重要，则应在设计和试验环境中考虑。

A.2.1.2.3　振动暴露量级

测量振动暴露量级。若不同批次的装备中振动量级有差别，则选用最大的振动量级。

A.2.1.2.4　振动暴露持续时间

根据制造和维修过程确定振动暴露时间。若不同批次的装备中振动持续时间有差别，则选用最长的振动暴露时间。

A.2.1.3　第 2 类——运输和装卸

A.2.1.3.1　说明

在制造和维修期间，零件、组部件和装备会经历装卸和运输振动。若所有装备（包括试件）装卸和运输过程相同，则这种振动暴露不需要附加试验。如果这种环境作用明显，则应在设计时考虑。若不同批次的装备（组）经历的振动暴露有明显差别，则应选择经历最大振动暴露的装备做振动试验。

A.2.1.3.2　振动暴露量级

若用常规方式运输，则使用 A.2.2 中适用的内容。对于其他情况，需实测振动暴露量级。

A.2.1.3.3　振动暴露持续时间

若用常规方式运输，则使用 A.2.2 中适用的内容。根据制造和维修计划确定振动暴露持续时间。

A.2.1.4　第 3 类——环境应力筛选

A.2.1.4.1 说明

在制造和维修期间，零件、组部件和装备通常会经历环境应力筛选试验。虽然对每一个同类试件的振动暴露量级相同，但振动暴露时间不同。装备在接收前可能经受多次的环境应力筛选循环，并且这种振动暴露通常明显影响装备的振动疲劳。在设计计算时应包含最大允许振动暴露量级和时间并将它作为环境试验的预处理条件。

A.2.1.4.2 振动暴露量级

对零件、组部件和装备的环境应力筛选使用规定的振动暴露量级。

A.2.1.4.3 振动暴露持续时间

对零件、组部件和装备的环境应力筛选，采用允许的最长制造和维修振动暴露持续时间。

A.2.2 运输

A.2.2.1 一般要求

运输环境要注意以下几种情况：

a) 试件的技术状态。在运输试验中，试件的技术状态(是否有包装)应与所模拟的特定运输阶段装备的状态一样。下列条件规定的是对有包装的(或按运输技术状态)装备的输入。用真实包装中的实际装备作试件。在模拟试件(假件)上进行振动测量，然后并将此测量结果同装备寿命周期的其他振动环境进行比较一般来说是不充分的。见3.3.2和B.2.4。

b) 不同运输阶段中技术状态的变化。在不同的运输阶段有时包装的技术状态会改变。例如，船运集装箱可能会有低频冲击缓冲系统，以保护货物在装卸时免受跌落和碰撞。在安放在运输车辆的载货区装载集装箱时可用木片塞紧或支柱撑牢来代替这种低频缓冲系统。后续内容提供了各种车辆的运输振动的指南。

c) 冲击或振动隔离。装运有包装的装备不应有很低的共振频率(见B.2.4.3)，否则会由于固定和悬挂元件的碰撞或悬挂元件的过度伸长而造成损坏。运输时应用木块将软悬挂的内部元件塞紧，防止悬挂元件与周围结构之间的低频相对运动。悬挂频率的最低值应至少为输入谱中任何低频尖峰或凸峰频率的两倍。另外，用固定翼飞机运输的有包装装备的最低悬挂频率应为20Hz(见A.2.2.5和A.2.2.6)。

d) 装备朝向。当包装好的装备相对于运输车辆的朝向固定时，振动暴露的量值应与运输车辆的朝向(即垂直、纵向和侧向)激励有关。若运输车辆内的朝向可能变化，则振动暴露的量值应根据所有可能的车辆朝向(纵侧向组合、垂直)激励的包络得到。

注：在要求进行地面车辆运输环境的高准确度测量或试验时，A.2.2.4 关于卡车/拖车大型组装件货物可以剪裁成任意大小或捆绑形式的货物。

A.2.2.2 第4类——卡车/拖车/履带车——紧固货物

A.2.2.2.1 说明

这种运输环境具有宽带振动特征，它是由于车体的悬挂系统和结构与不连续的路面的相互作用而造成的。装备从制造场地运送到最终使用地点过程中经历的环境一般可划分为两个阶段：高速公路的卡车运输和任务/外场运输。任务/外场运输可进一步划分为：两轮拖车或轮式车辆和履带车。

A.2.2.2.2 高速公路卡车运输

从制造工厂到仓库或用户安装场地，通常使用大型卡车/拖拉机—拖车，经过的路面一般为高速路，里程一般在3200km～6400km范围内。

A.2.2.2.3 任务/外场运输

装备作为一般货物运输，运输平台可能是两轮拖车、2.5t～10t 的卡车或半拖车/履带车。这个阶段的典型距离为 500km～800km。任务/外场的路况与普通货运不同，因作战情况下车辆要通过没有修整的路面和野外地段。

A.2.2.2.4 振动暴露量级

可在装备寿命周期环境剖面中使用的道路条件（路面、速度和机动）和实际的车载状态（大约车辆载重能力的75%）下测量运输车辆的振动数据，用这些数据确定振动暴露量级。无实测数据时可按下述方法制定振动暴露量级：

a) 高速公路上的卡车运输：可从图C.1确定振动暴露量级。这些图是从7种不同技术状态的卡车和半拖车的货舱底板上测得数据的综合结果。常用的悬挂和气垫悬挂情况都包括在内。
b) 两轮拖车和轮式车辆：振动暴露量级如图C.2和图C.3所示。在前方供应点和使用部门之间，使用卡车和两轮拖车。拖车振动量级明显高，用这些数据来表示轮式车辆的环境。不过，若装备太大两轮拖车不适用时，应采用多轮车辆的振动量级。
c) 履带车：具有代表性的履带车的谱形在图C.4中给出。注意：这个图的根据是在窄带上的尖峰扫频。这种谱形的试验需用窄带随机/随机振动控制方法来实现。具体量值应根据具体车型实测确定，在没有实测数据情况下，可参考附录D。

A.2.2.2.5 振动暴露持续时间

持续时间应基于装备的寿命周期环境剖面。表C.1给出了大多数典型车辆的典型外场/任务运输的描述。

a) 高速公路上的卡车运输：普通货车/卡车的振动暴露持续时间每1 600km的公路运输为60min（每个轴向）。
b) 两轮拖车和轮式车辆：两轮拖车振动暴露持续时间每51km的公路运输为32min（每个轴向）。多轮拖车暴露持续时间每805km的公路运输为40min（每个轴向）；
c) 履带车：根据环境寿命周期的振动暴露持续时间。

A.2.2.3 第5类——卡车/拖车/履带车——散装货物

A.2.2.3.1 说明

散装货物在运输车辆通过无规律路面时会出现弹跳、挪动、与其他货物和车辆挡板相互碰撞等情况。这类试验复现在这些条件下运输货物时出现的重复随机冲击环境。这种试验不涉及货舱底板的振动或在装卸时及事故中遭受的单个冲击或碰撞。

A.2.2.3.2 振动暴露量级

这种环境是包装的几何形状和惯性特性、车辆几何形状和车辆货舱底板的复杂振动运动的函数。还没有模拟这种振动环境输入的数据库。下述试验可以保守地模拟这种运输环境。

a) 运输颠簸台（300rpm，同步圆周运动）（见图C.5）能合理地模拟散装货物运输环境。运输颠簸台底板的圆周运动的直径为2.54cm，频率为5Hz（底板上的每个点在垂直于水平面的平面内进行圆轨迹运动）。允许试件与试验装置的限制物发生碰撞。
b) 这个试验的条件是不能剪裁的，而且不能用装备设计要求直接说明。

A.2.2.3.3 振动暴露量级暴露持续时间

20min的持续时间可以代表从部队贮存地区到使用地点在不同路面上行驶240km的运输（包括卡车、两轮拖车和履带车）（见表C.1）。根据装备寿命周期环境剖面和上述比例关系确定暴露持续时间。

A.2.2.4 第6类——卡车/拖车/履带车——大型组装件货物

A.2.2.4.1 说明

对于大型装备，装备与运输车辆是作为一个柔性系统进行振动的（见B.2.4）。这种情况下，可用实际运输车辆来模拟运输条件。试验装备可以是安装在卡车、拖车、履带车上的装备或安装在外部防护装置中并整体安装在卡车、拖车或轮式车上的装备。安装和固定与实际运输时使用的一样。用测量仪器测量装备安装点、货舱底板或外部防护装置底板的垂直振动。若有要求，测量装备的关键组部件的振动。

注：这个方法适用于测量和试验任何大小和重量的装备的运输或地面机动运输。对小型货物负载，如果合适，装置应是特殊设计的货物负载或对运输车辆来说是苛刻的货物负载。

A.2.2.4.2 振动暴露量级

装置应处于装备部署的技术状态，并安装在设计好的车辆上。如果装置包括外部防护装置，应按部署技术状态将它安装在外部防护装置中。振动暴露条件就是运输车辆驶过预先规定的试验路线时的振动条件。试验路线和车辆速度应代表环境寿命周期剖面的运输地形/路面条件。注意：运输车辆的速度可能受车辆经过某个特殊路线剖面时的安全运行速度限制，也可能受特殊路线的限速装置的限制。表 A.1 给出一组试验路面的车辆速度。试验车辆依次驶过下面的每个试验路面。如果没有超过驾驶条件的安全限速，就按规定的速度行驶。否则，由有关机构确定和协调最大的安全速度。

表 A.1　试验路面的车辆速度

序号	路面	车辆速度 km/h	道路长度 m
1	粗糙的搓板路(相隔 2m 有 150mm 高的波棱)	8	243
2	比利时石块路	32	1201
3	辐射状搓板路(波棱高 50mm 到 100mm)	24	74
4	波棱高 50mm 的搓板路	16	251
5	间隔为 75mm 的颠簸路	32	233

A.2.2.4.3　振动暴露持续时间

根据寿命环境周期剖面的情况确定每个试验路线段/速度组合的持续时间(距离)。如果不知道寿命期中服役期的道路情况，则最短试验持续时间定为按表 A.1 中所述的 5 条路线所规定的速度或试验计划中规定的速度，分次驾驶车辆通过表 A.1 中所述的各个路线的全程长度，也可以一次驾驶车辆通过总距离相同的路线。

A.2.2.5　第 7 类——飞机——喷气式飞机

A.2.2.5.1　说明

喷气飞机上货物的振动是宽带随机振动环境。最大振动通常由发动机喷气噪声引起，发生在起飞过程中。起飞后的振动量级迅速地降低到巡航量级，这种低量级的巡航振动由边界层的噪声产生。有关振源的讨论见 A.2.3.2。

A.2.2.5.2　低频振动

典型的振动条件从 15Hz 开始。货物在低于 15Hz 的频带上假设没有动态响应(见 B.2.4)。机体结构经受的低频振动(阵风响应、着陆冲击和机动飞行等)作为稳态惯性的载荷(加速度)。加速度环境见 GJB 150.15A－2009。

A.2.2.5.3　大型货物

货物相对于机体结构在尺寸/重量上较大时，会与飞机结构产生动态耦合(见 B.2.4)，当装备的固有频率低于 20Hz 时尤其是这样。这种耦合作用会对飞机载荷和颤振产生严重后果。飞机结构工程师在运输前应作出装备是否适合运输的评估。

A.2.2.5.4　振动暴露量级

A.2.2.5.4.1　可以通过飞机设计的总体单位获取喷气式运输机的振动试验条件。这些条件通常用来鉴定运输机上永久安装的装备，因此对货物讲是保守的。如果必要，也可以把位于货舱底板区的装备的功能试验条件用于货物。A.2.3.2 的指南也可以用来给出特定飞机和货物的保守试验条件。

A.2.2.5.4.2　图 C.6 给出了 C－5、KC－10、C－17、CKC－135 和 K/KE－3、C－141 以及 T－43(737)飞机的货舱区功能鉴定振动量级。在此图中有一条“一般暴露”的曲线，这是对喷气飞机货物的推荐条件。这条曲线是最普通的军用喷气飞机在最恶劣情况区域上测得的环境，即使它不能覆盖不同谱形的所有峰值，对于货物来说也还是比较保守的。还有，由于它不允许在每个谱中出现低谷，因此它应覆盖其他具有不同动态特性的喷气式运输机。包络线代表起飞，即货物最恶劣的工况。在其他飞行条件下的振

动明显要小。

A.2.2.5.5 振动暴露持续时间

在使用图 C.6 时，选取每次起飞的持续时间为 1min。从寿命周期环境剖面确定起飞次数。否则，从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.2.6 第 8 类——飞机——螺旋桨式飞机

A.2.2.6.1 说明

螺旋桨飞机上货物的主导振动以近似的正弦振动为主。该正弦振动的幅值相对较大，其频率为螺旋桨桨叶通过频率及其谐波频率。由于发动机速度的变化，这些峰值的频率会在一定带宽内变化。在谱中有低量级的宽带振动，这个宽带振动主要是因为飞机的边界层气流造成的。在 A.2.3.3 中讨论这些振源。

A.2.2.6.2 低频振动

典型的振动条件从 15Hz 开始。货物在低于 15Hz 的频带上假设没有动态响应(见 B.2.4)。机体结构经受的低频振动(阵风响应、着陆冲击、机动飞行等)作为稳态惯性的载荷(加速度)。加速度环境见 GJB 150.15A—2009。

A.2.2.6.3 大型货物

货物相对于机体结构在尺寸/重量上较大时，会与飞机结构产生动态耦合(见 B.2.4)，当装备的固有频率低于 20Hz 时尤其是这样。这种耦合作用会对飞机载荷和颤振产生严重后果。飞机结构工程师在运输前应作出装备是否适合运输的评估。

A.2.2.6.4 振动暴露量级

可以通过飞机设计的总体单位获取试验条件，否则推荐测量飞机货舱底板上的振动，也可参考 A.2.3.3 中的指南。

A.2.2.6.5 振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.2.7 第 9 类——飞机——直升机

A.2.2.7.1 环境特性

直升机运输货物的振动特性是在低量级连续宽带随机振动背景上叠加强烈的窄带峰。这种环境是由主旋翼和尾桨以及旋转机械引起的许多正弦或近似正弦的分量与气流流场引起的低量级随机分量的组合。这些振源在 A.2.3.4 中讨论。

A.2.2.7.2 吊挂负载

在直升机下吊挂运输的货物会受到由于货物周围的扰动气流引起的低量值随机振动和由于直升机主旋翼及尾桨桨叶通过引起的窄带峰的叠加振动。另外，还会有由于吊挂模态引起的垂向低频运动[与减振器相似(见 B.2.4.2)]。根据吊挂的刚度和悬挂物的质量选择吊挂，使其悬挂频率(f_S)与直升机主旋翼的强迫频率(f_i)不重合。要保证悬挂频率不在强迫频率的两倍因子范围之内($f_S<f_i/2$ 或 $f_S>2f_i$)。根据表 C.4 来确定几种直升机的主旋翼强迫频率。当货物和吊挂组合使用不当时会发生剧烈振动，为保护直升机有时可将货物抛掉。

A.2.2.7.3 振动暴露量级

A.2.2.7.3.1 直升机舱内货物的振动是舱内货物的位置、货物质量和刚度与直升机结构相互作用的复杂函数。要准确确定的振动，应测量特定直升机内货物的振动环境。近似的条件可以从 A.2.3.4 中得出。

A.2.2.7.3.2 目前没有规定吊挂货物振动量级的数据。它的振动量级应是低的，不会成为装备设计的重要因素。那些设计振动量级和持续时间等于或超过 A.2.4.1 中建议的低限完整性试验的装备应不受这种环境的影响。

A.2.2.7.4 振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.2.8 第 10 类——船——水面船

A.2.2.8.1 说明

在船上运输的货物振动环境基本上与安装在船上的装备相同。见 A.2.3.11。

A.2.2.8.2 振动暴露量级

见 A.2.3.11。

A.2.2.8.3 振动暴露持续时间

见 A.2.3.11。

A.2.2.9 第 11 类——铁路——火车

A.2.2.9.1 说明

铁路运输货物的振动量级一般较低且具有中等带宽。垂直轴向的振动一般比侧向和纵向的振动严酷。

A.2.2.9.2 振动暴露量级

铁路的振动暴露量级见图 C.7。多数情况下其振动量级不会明显影响装备和包装的设计。否则，应通过实测数据确定振动环境。

A.2.2.9.3 振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.3 工作

A.2.3.1 说明

适用于安装在车辆、飞机外挂、涡轮发动机的装备或由人员携带的装备。这些装备既可以是永久性安装的，也可以是能拆卸的。

A.2.3.2 第 12 类——固定翼飞机——喷气式飞机

A.2.3.2.1 说明

安装在喷气飞机上的装备振动环境(安装在发动机上的装备见 A.2.3.12；炮振引起的振动见 GJB 150.20A－2009)来源于四个方面，分别是：发动机噪声对飞机结构的激励；飞机外部结构上的气动湍流；对外部气流敞开的空腔内，特别是敞开的武器舱内的气动湍流和声学共振；机动飞行、气动抖振、着陆和滑行等引起的机体结构运动。在机上安装的装备也会产生振动，这些振动通常只对振源区域或振源附近局部有影响，甚至可能在这局部区域也无明显影响。

A.2.3.2.2 机体结构响应

机体结构运动是机体柔性结构对瞬态激励的响应。例如着陆冲击、拦阻着陆、弹射、释放重物时机翼和挂架的回弹以及在机动飞行时飞行面上产生的分离气流或涡流的激励。弹射起飞和拦阻着陆也可引起结构运动。这些瞬态振动隶属于 GJB 150.18A－2009。机体结构运动对柔性结构的外面部分(例如机翼外侧的 1/2 部分、尾翼和挂架等)最重要。这些振动的特性与机体结构的动态特性有关，应通过实测数据来估算。在机体结构的其他区域(机身、内翼等)，这些振动量级相对较低，通常可用下面给出的条件或低限完整性条件(A.2.4.1)包含。

A.2.3.2.3 喷气噪声和气动诱发振动

喷气噪声引起的振动通常是低动压(即局限在低空亚音速或高空跨音速飞行上)飞行的飞机上的主要振动。气动诱发的振动通常是低空跨音速飞行或任何高度上超音速飞行的飞机上的主要振动。

A.2.3.2.4 空腔噪声引起的振动

如果飞机壁板(蒙皮)上有开口，气流经过开口时开口会受到很高量级的气动和声学脉动压力。这是由于理想流场被破坏，更重要的是空腔共鸣引起的。这些脉动压力可用分析方法进行粗略预估，也可在风洞中稍加精确地测量到，飞行试验测量是确定这些压力唯一有效的精确手段。即使给定了压力后也很难预估诱发的振动，而且没有现成的简单方法，只能对振动进行实测。小的空腔(例如曳光弹发射孔、冷却空气排气孔等)附近的振动在局部范围内可能很重要。而大的空腔(特别是武器舱)引起的振动对全机环境可能都是主要因素。GJB 150.17A－2009 中包含模拟这个环境的声学试验，这种试验对安装在空

腔内的装备也许可以适用，但不适用于模拟空腔附近的振动环境。如果空腔保持打开，振动就是连续的。当舱门或口盖打开时，会产生瞬态振动。如果舱门保持打开，振动是稳态的；在舱门关闭时就跟着产生另一个瞬态振动。如果门快速打开和关闭，整个过程的特性有时可以被看作是单一的瞬态振动。

A.2.3.2.5 装备诱发的振动

所安装的装备也能产生明显的振动。任何与机械运动有关的装备都可能导致振动，对于有旋转组件(例如马达、泵和齿轮箱)的装备尤其如此。这种由装备诱发的振动变化很大，而且在很大程度上与安装情况和装备动态特性有关。目前还没有办法预估装备诱发的局部环境，装备应单独评估。前面讨论的通用飞机振动环境一般可覆盖这种装备对振动的影响。

A.2.3.2.6 振动暴露量级

可用现有军用飞机的鉴定试验量级的振动条件作为制定振动量级的基础。如果没有合适的条件，推荐实测振动数据。

a) 如果没有实测数据，可以用表 C.3 和图 C.8 来确定振动量级。对于每种飞行状态，分别确定由喷气噪声和气动噪声引起的振动量级，该飞行状态的振动量值取二者的包络。
b) 按 a)确定的振动量级适用于相对于支撑结构较小或较轻的装备。当装备较重时，与支撑结构的动态耦合作用增大。对载人飞机，动态耦合对小于 36kg 的装备的影响通常可忽略；对较重的装备，应考虑表 C.3 给出的质量载荷因子；对重量超过 72kg 的装备，应考虑其动态耦合作用(见 B.2.4)。
c) 安装在隔振器(缓冲架)上的装备与支撑结构在动态特性上是不耦合的，除非装备相对于支撑结构非常大(重)(见 B.2.4.2)。一般，装备对支持结构振动的影响很小，不需用前面讨论的质量因子。将上面讨论的振动暴露量级作为振动隔振器的输入。

A.2.3.2.7 振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.3.3 第 13 类——固定翼飞机——螺旋桨式飞机

A.2.3.3.1 说明

安装在螺旋桨飞机上的装备(安装在发动机上的装备见 A.2.3.12；炮振引起的振动见 GJB 150.20A—2009)，其振动环境主要由螺旋桨诱发。振动频谱由一个宽带背景叠加一些窄带尖峰组成。背景谱是由于各种不同的随机振源产生，而窄带尖峰是由于旋转机械(发动机、齿轮箱、旋转轴等)引起的低量级周期分量(见 A.2.3.2)。尖峰是由螺旋桨桨叶旋转的压力场产生的。它们的频带较窄，主要集中在螺旋桨的通过频率(螺旋桨转速乘以螺旋桨桨叶数)及其谐波频率上。

A.2.3.3.2 恒定的螺旋桨速度

目前多数螺旋桨飞机转速恒定，功率的变化是通过改变燃料流量和改变桨叶、叶片和螺旋桨的倾角来达到。这些机械产生的尖峰频率是固定的(见图 C.9)。这些尖峰有带宽是因为转速存在少量的漂移，因而振动并非纯粹正弦(见 B.2.3.3)，还要考虑装备在飞机上安装时和制造时以及原型机和试验型机之间的共振频率都存在的差异。

A.2.3.3.3 变化的螺旋桨速度

如果工作时螺旋桨的速度是变化的，在确定振动量级时需要一张或一组与图 C.9 相似的频谱。这些频谱的尖峰应有包含工作时螺旋桨速度变化范围的带宽。特殊任务阶段的描述需要单独的频谱。

A.2.3.3.4 振源驻留试验

这些振动环境可以在试验室中用 B.2.3.3 中的振源驻留试验来近似。这种环境类型的振动问题一般与装备振动模态与激励尖峰的重合有关。理想的设计可以利用尖峰之间的低谷作为装备振动模态的安全区，特别是要确保隔振频率不与尖峰频率重合。振源驻留试验可使装备在非典型条件下承受过应力的可能性最小化，也就保证了合理的设计不会被推翻。

A.2.3.3.5 振动暴露量级

尽可能用飞行测量的振动数据来制定振动条件。如果没有飞行振动测量数据，可用图 C.9 的频谱和表 C.2。这些振动量级是根据 C−130 和 P−3 飞机的测量数据得出的，可代表这类飞机的环境。尖峰加速度谱密度随频率的衰减是根据谱密度数据分析得出的。

A.2.3.3.6　振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.3.4　第 14 类——旋翼飞机——直升机

A.2.3.4.1　说明

直升机振动(安装在发动机上的装备见 A.2.3.12；炮振引起的振动见 GJB 150.20A−2009)的特性是在宽带背景上叠加单频尖峰(见图 C.10)。尖峰是由主要旋转部件或机械(主旋翼、尾桨、发动机、齿轮箱和轴杆等)产生的正弦波，是每个部件的旋转频率(即：主旋翼的 1*P*，尾桨的 1*T* 和 1*S*，其中 *S* 是传动机构转动频率)及这些频率的谐波(即：2*P*，3*P*，4*P*)。宽带背景是低量级的正弦分量和由于气动噪声引起的随机振动分量(见 A.2.3.2)的混合。振动量级和谱形由于直升机类型的不同变化很大，而且即使是同一类直升机，由于振源的位置和强度不同及结构几何形状和刚度的不同，变化也很大。所以，应通过实测来获得这些数据。

A.2.3.4.2　宽带背景

为了方便，针对设计和试验目的，宽带背景用随机振动来表达。单独定义并确定所有低量级的正弦和随机分量并将它用于设计和试验是没有实际意义的。

A.2.3.4.3　主导正弦

主导正弦是由旋转部件产生的，主要是主旋翼，还有尾桨、发动机、驱动轴和啮合齿轮箱等。这些部件的正常运行速度一般是恒定的，变化小于 5%。不过，新的设计中有时也采用可变转速控制，以产生在正常桨叶转速的 95%到 110%之间的伪稳态桨叶转速。这种情况下因为需要考虑所有的旋转部件的速度和真伪，使得装备的设计和试验过程变得复杂。

A.2.3.4.4　可变桨叶速度

对于可变桨叶速度情况，应考虑整个旋转速度的变化范围。推荐范围是最低转速的 0.975 至最高转速的 1.025。

A.2.3.4.5　设计惯例

直升机装备的设计中，避免装备的共振频率与主导正弦的频率相重合或接近是基本要求。推荐运转速度和共振频率之间的差异至少为 5%。注意：各类直升机的频率和幅值都是不一样的，即使同一类直升机的不同型号也是有差别的。

A.2.3.4.6　振动暴露量级

振动暴露量级要考虑以下两种情况：

a) 基于上述原因，直升机上装备的振动暴露量级应根据外场测量的数据导出。如果没有测量数据，可以根据图 C.10、图 C.11、表 C.4 和表 C.4.1 获得振动试验量级。这些振动量级是各种潜在恶劣工况的包络，并非装备在执行任务时预期经历的振动环境。因为装备在试验后要保持完好并能正常工作，在振动环境下的性能要求又会很大程度上影响装备的成本，因而以外场测量数据为依据的振动条件就变得十分重要。

b) 为确定振动量级，把直升机划分成图 C.11 所示的区域。用主旋翼的频率来(表 C.4、表 C.4.1)来确定 A_1，A_2，A_3，A_4 的值，下述位置除外：对位于尾桨盘水平突出部分的装备，采用尾桨的频率；位于主旋翼和尾桨区交叠部位的装备的振动条件应包括这两组频率(一些直升机的主旋翼和尾桨的基频在表 C.4 和表 C.4.1 中给出)；对于位于或邻近驱动机构(例如齿轮箱和转轴)处的装备，使用驱动机构的频率(即齿轮啮合频率和轴旋转速度，对于特定直升机，根据驱动机构的数据确定这些频率)。

A.2.3.4.7　振动暴露持续时间

用测量数据确定振动暴露量级时，应从寿命周期环境剖面中选取振动持续时间。如果振动暴露量级是从图 C.10、图 C.11、表 C.4 和表 C.4.1 获得的，则沿三个正交轴的每个轴向试验时间取 4h，总试验时间为 12h。这相当于 2500h 的使用寿命。式(A.1)所给出的疲劳关系可用于根据振动暴露量级换算试验持续时间。对每个正弦分量和每段宽带背景分开进行计算。

$$t_1=4.0(A_D/A_T)^M \quad\cdots\cdots(A.1)$$

式中：

t_1 ——每个轴向的实际试验持续时间，h；

A_D ——规定的试验幅值，g；

A_T ——实际的试验幅值，g；

$M=6$(正弦振动的材料指数，见 B.2.2)。

A.2.3.5 第 15 类——飞机外挂——喷气式飞机组合外挂

A.2.3.5.1 说明

喷气式飞机上的组合外挂可能会遇到三种不同的振动环境：外部挂飞、内部挂飞和自由飞。

注：高频振动(从不大于 1000Hz 开始)实际上不能机械传递给外挂。把外挂的振动和声学试验组合在一起(见 GJB 150.25A—2009)，这种试验组合可以产生更加真实的试验效果。

A.2.3.5.2 挂飞——外部挂飞

喷气式飞机的外挂经受的振动(由炮振引起的振动见 GJB 150.20A—2009)来源于以下四个方面：

a) 喷气发动机噪声。发动机噪声是由喷气发动机排气羽流的边界上湍流产生的。这种湍流在起飞的开始阶段最大，这时喷气与周围空气的速度差最大。对于挂载外挂的飞机使用常规喷气发动机或低涵道比喷气发动机的情况，这类振源非常重要，因为这些发动机的排气速度非常高。进一步讲，这类振源在高频部分很重要，因为低频部分的振动主要来自后面讨论的振源。

b) 外挂振动主要由分布在外挂表面的气动湍流引起：

   1) 对单个挂架，激励与载机和在载机上的安装位置的关系相对不大。同一飞机局部的湍流在飞机和外挂之间变化很大，例如挂架的尾流。一般，这类湍流对整个外挂的振动影响不大。但是，它们可能对局部结构(例如尾翼)有严重影响，必然会增大外挂的振动量级。对一组外挂，当外挂间距离较近时，每个外挂周围的湍流场会增大。置于后面的外挂会受到在前面外挂引起的湍流作用。

   2) 振动激励受外挂技术状态、结构形式、质量密度和飞行动压的影响。这种环境的振动的高频部分最好用 GJB 150.25A—2009 中的机械振动和声综合来模拟，低频和中频部分用机械激励来模拟。上述方法规定的是外挂的振动响应，而不是规定振动输入。注意，这种方法还包括从飞机传递到外挂的低频振动。

c) 载机的振动是通过结构传递到外挂上。整个振动系统(飞机、挂架、炸弹架和外挂)是低频振动系统，系统的最低固有频率一般低于 20Hz，将外挂与飞机振动的高频部分隔离。在某些特殊情况下，这类振动最好用瞬态振动来表示(见 B.2.3.4)：

   1) 机体结构传递到外挂的低频振动，一般与低频湍流产生的振动分不开。这类振动可用上面讨论的“气动湍流”方法。

   2) 在 F—15 战机上进行的多种外挂的飞行试验测量的结果表明：在飞机作大角度攻击机动时，伴随飞机抖振产生频率很低的剧烈振动。其他飞机如 F—14、F—16 和 F—18 或新一代战机作机动飞行时也可能产生剧烈抖振。

   3) F—15 的抖振机动包络线大约限制在马赫数为 0.7～1.0、高度为 3km～10.7km 间。飞行试验测量结果表明：这种飞机抖振的最大值发生在马赫数为 0.8～0.9、高度为 4.6km～7.6km、攻击角为 8°～12°和动压低于 26.3kN/m^2 的范围内。同样在 F/A—18 上的测量数据显示：机动飞行抖振的最大值发生在马赫数为 0.85～0.95、高度为 1.5km～4.6km、攻击角为 8°～

10°和动压低于 33.5kN/m^2 的范围内。尽管在做高性能机动飞行时的振动量级非常高，但其持续时间一般不超过 10s，在 1s 之内达到最大值，然后在 5s～10s 内降下来。F−15 外挂在典型挂飞阶段每小时内会经历 30s 的机动飞行抖振。

4) 抖振频率一般集中在 10Hz～50Hz 之间。外挂的振动响应以外挂的结构响应为主。在低于外挂最低固有频率的频率上出现的过载可等效为静态负载。同一飞机，抖振的量级变化很大，不同的飞机之间也是这样。所以，抖振的量级应尽可能通过飞行实测得到。作为对测量数据的替代方法，可在最低的外挂振动模态上使用保守量级来做试验，以表明外挂对可能遇到的抖振是否具有足够的鲁棒性。注意：它并不覆盖与抖振关联的静态载荷。为了包括这些载荷，应复现飞行测量的动态弯曲力矩(见 6.2.2.3 力限控制方法)。这要求将试验频率向下延伸到飞机抖振响应的最低频率，而且应有负责强度和载荷的工程师配合进行这项工作。

d) 外挂也可能对因内部装备和局部气动力产生的振动敏感。还没有预估这些环境的可行标准或方法。但这些环境又可能是主导振源，不应忽略。在它们存在的情况下，应在试验和测量时加以考虑：

1) 内部装备的振动通常是由旋转机构(如电动或液压马达)引起的。可产生或混合物理运动的装置都可能产生振动。冲压燃气涡轮(RAT)有时用来发电或提供液压动力。RAT 的旋转机构可产生高量级振动以及在旋转叶片上和后面产生严重的气动湍流。

2) 简单空腔的声学共振一般作为声学环境来处理(见 GJB 150.17A−2009)。任何把气流引入到外挂的孔、开口、进口或外挂上的空腔都可能造成高强度的声共鸣响应。

A.2.3.5.3 挂飞——内部挂飞

机舱内的外挂在机舱关闭时和打开时，经历的是两种振动环境。有大攻角机动飞行能力的飞机易经历抖振。由于抖振是机械地传递给外挂，因而舱室不能提供保护。考虑这种振动时应参见前面讨论的抖振方法：

a) 外挂在机舱关闭时的振动环境一般很小。因为外挂受到了防护使其不受喷气式发动机噪声和气动湍流环境的影响，并且与飞机的振动隔离。如果外挂的外部挂飞试验已鉴定合格，则其作为内部挂飞时就没问题。至今还没有方法预估这种环境。如果要规定这种环境，应有相应的测量数据。

b) 如果机舱在飞行时打开，就会发生空腔共鸣，并能导致机舱内的高量级湍流。这是个宽带的湍流，如果机舱内没有安装振动抑制装置，还会在频谱带内产生很高的尖峰。湍流的低频部分对外挂的影响不明显，因为湍流波长与外挂的尺寸相差很大；高频部分对外挂的影响会很明显。这种湍流产生的外挂振动还不能进行充分的预估。许多现役飞机湍流的声学特性，以及它引起的振动最好用噪声来模拟(见 GJB 150.17A−2009)：

1) 一般情况下外挂的控制面、弹翼、安定面等尺寸小(表面积小)/刚度大(最低共振频率大于 100Hz)，这种环境的影响不明显。但是，在外挂的控制面较大或刚度小的情况下，可能受机舱敞开环境的激励。在这些情况下，外挂的响应可导致控制面、弹翼、安定面失效，使外挂出现高量级外挂振动，或二者兼有。

2) 有时，外挂在使用前处于某种技术状态或位置，而使用前的瞬间，这种技术状态或位置会变化，例如，大型炸弹舱内的旋转发射器上的武器，在发射器上的其他武器发射时会发生移动。在其他武器发射或长时间内多次发射时，武器都会暴露在机舱的敞开环境中。例如在发射前发射机械伸出舱外的武器。这里的环境将随位置而发生较大变化。例如光学传感器杆。这类外挂装在飞机内，使用时伸出机外，技术状态发生变化(例如光学窗的盖子缩回)，再操作使技术状态复原，然后收回到舱内。这种动作会发生多次。这种环境和技术状态上的变化应考虑在内。

注：门的打开、位置变化、技术状态变化和门的关闭等都是很快发生的。事件的发生过程都很快，是瞬间的（见 B.2.3.4 和 GJB 150.18A—2009）而不是稳态振动。

A.2.3.5.4 自由飞

飞机、地面车辆或舰船上发射的导弹等在飞行中会经历振动。自由飞的振源是发动机排气噪声、由内部设备产生的振动和噪声以及边界层的湍流等：

a) 发动机排气噪声量级太低，不会对外挂产生明显的振动。因为发动机是在排气速度和周围空速之比很低的状态下运行（特殊情况除外），而且排气羽流在外挂后面。
b) 有时，内部装备（例如冲压燃气涡轮、发动机和推进器）产生的振动会很严重。由这类振源引起的振动没有方法预估。具体情况应单独评估而且要进行实测。
c) 诱发振动的边界层湍流应视同挂飞的情况一样，不同的是外挂的模态频率会发生漂移，飞行动压会有差异以及不存在来自载机和附近其他外挂的湍流。

A.2.3.5.5 振动暴露量级

在没有实测数据时，可根据表 C.5、图 C.12 和图 C.13 选择挂飞、自由飞和抖振的振动试验量级和谱形。抖振条件以 F—15 的测量数据和经验为依据，代表 F—15 机翼挂架最恶劣的抖振环境。F—15 机身外挂部位的抖振环境量级较低。其他环境的条件应由具体情况来确定。

A.2.3.5.6 振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.3.6 第 16 类——喷气式飞机外挂——装备

A.2.3.6.1 说明

喷气式飞机外挂中的装备会受到在 A.2.3.5 中所述的外挂振动。装备的输入振动量级与外挂的响应量级相同。如果外挂经历炮振、空腔共振、抖振和自由飞等情况，装备也会承受这些环境的作用。

A.2.3.6.2 振动暴露量级

应根据实测数据确定振动条件。如果没有实测数据，可根据表 C.5 和图 C.14 获得振动量级。注意：这种装备的振动试验要用输入控制而不是响应控制（见 6.2.2）。

A.2.3.6.3 振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.3.7 17 类——飞机外挂——螺旋桨式飞机组合外挂/外挂上装备

A.2.3.7.1 说明

目前还没有螺旋桨飞机的外挂的通用指南和测量数据（由炮振引起的见 GJB 150.20A—2009）。不过由于激励源相同，外挂上的振动可能与载机的振动（A.2.3.3 和 B.2.3.3）相似。机动性能高的螺旋桨式飞机外挂承受的机动飞行抖振与喷气式飞机外挂所承受的（见 A.2.3.5 中抖振部分）相似。

A.2.3.7.2 振动暴露量级

尚无数据源。应根据实测数据确定螺旋桨式飞机外挂的振动。表 C.2 和图 C.9 可用作一般振动量级预估。

A.2.3.7.3 振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.3.8 第 18 类——飞机外挂——直升机组合外挂/外挂上的装备

A.2.3.8.1 说明

直升机组合外挂的环境特性是复杂的周期波形。与固定翼飞机的外挂不同，直升机的外挂受到的气动力激励较小，特别是与旋翼产生的振动相比。大部分振动能量是通过飞机和外挂的连接传给外挂和装备。某些由于周期桨叶引起的压力脉动所产生的激励会加到整个外挂上。这种复杂的响应是每架直升机/外挂的技术状态所特有的。因此，这种环境的确定应根据飞行振动测量数据。对于承受炮振的外挂，见 GJB 150.20A—2009。

A.2.3.8.2 振动暴露量级

直升机上外挂装备的振动暴露量级应从外场测量数据中得出。如果没有测量数据，可在采集外场数据前从图 C.10、图 C.11、表 C.4 和表 C.4.1 中获得初步估算。这些振动量级是最恶劣的环境工况，对于研制对振动敏感的装备，这种环境条件可能会造成困难，而在振动环境下的性能要求又会在很大程度上影响装备的成本，因而以外场测量数据为依据的振动条件就变得十分重要。为确定振动量级，可按图 C.11 找到外挂在直升机上对应区域。多数外挂位于主旋翼盘垂直投影内，在确定 A_1、A_2、A_3 和 A_4 值的时候，要用到主旋翼的频率值(见表 C.4、表 C.4.1)。某些直升机主旋翼的基频在表 C.4、表 C.4.1 中给出。

A.2.3.8.3 振动暴露持续时间

根据测量数据来确定振动暴露量级时，从寿命周期环境剖面中选取振动持续时间。如果振动量级是从图 C.10、图 C.11 及表 C.4、表 C.4.1 获得的，三个正交轴的每个轴向试验持续时间为 4h，总时间为 12h，这代表了 2500h 的使用寿命。采用 A.2.3.4.7 中所给出的疲劳关系进行试验时间换算。对每个正弦分量和宽带背景的每个分段分开进行计算。

A.2.3.9 第 19 类——导弹——战术导弹(自由飞)

A.2.3.9.1 说明

目前还没有战术导弹运输或发射时的振动环境通用指南或测量数据。喷气式飞机、螺旋桨式飞机和直升机运载的导弹的振动环境见 A.2.3.5～A.2.3.8。战术导弹的地面运输环境见 A.2.3.10。机载导弹的自由飞环境见 A.2.3.5 和 A.2.3.6，这些环境也适用于其他战术导弹自由飞。

A.2.3.9.2 振动暴露量级

尚无数据源。应根据实测数据确定战术导弹的振动。如果没有实测数据，也可用表 C.5、图 C.12 和图 C.14 的条件来预估自由飞振动。

A.2.3.9.3 振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.3.10 第 20 类——地面车辆——地面移动

A.2.3.10.1 说明

地面运动车辆的振动环境是带有峰值和谷值的宽带随机振动。这些峰值和谷值明显的高于或低于平均量级。地面、公路和路面的不连续性、车辆速度、载重、结构特性和悬挂系统都会影响到这种振动。注意：GJB 150.20A—2009 中的炮振条件在这里不适用，因为它是根据飞机结构的响应得出的，与地面车辆结构明显不同。

A.2.3.10.2 轮式车

尚无适合这种环境的通用分析模型。图 C.1～图 C.3 中的谱形是轮式车和拖车的货厢底板的典型响应，对车辆上的装备可能不真实，因为未考虑在很重的货厢底板之外的车辆结构响应。可用 A.2.2.4 中的大型组件货物运输试验对这种装备进行比较准确的试验。

A.2.3.10.3 履带车

尚无地面车辆振动量级的预估方法。应根据实测数据确定振动量级和谱形。

A.2.3.10.4 振动暴露量级

应根据实测数据确定振动量级和谱形。如果没有实测数据，对于轮式车辆可用 A.2.2.2 和 A.2.2.3 中的信息、量级和曲线进行预估。对履带车辆已经进行了多次测量并以此制定出相应的试验条件(参见附录 D)。

A.2.3.10.5 振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.3.11 第 21 类——船——舰船

A.2.3.11.1 说明

水中振动谱含有由于航速、海况、机动等变化诱发的随机分量，还有螺旋桨轴旋转、往复机械及船体共振引起的周期分量。桅杆上的装备(如天线)会经受比安装在船体和甲板上装备高的振动量级。舰船结构、装备安装结构和装备的传递(放大)特性在很大程度上影响装备的振动。研制船上装备时应考虑在其环境输入量级以及装备/安装的共振频率与输入频率是否重合。注意：GJB 150.20A－2009 的炮振条件在这里不适用，因为它是根据飞机结构的响应得出的，其结构与水面舰船结构完全不同。

A.2.3.11.2 振动暴露量级

振动暴露量级要考虑以下两种情况：

a) 船的振动是自然环境(海浪、风)激励、强迫激励(螺旋桨轴转速、往复机械和其他装备的运行等)、舰船结构、装备安装结构和装备响应的复杂函数。尚无通用的振动环境数据。应根据实测数据确定其振动暴露条件。

b) 没有实测数据时，可以用船上装备鉴定试验要求的方法确定试验条件：其随机部分量级见图 C.15，三个正交轴的每个轴向试验持续时间为 2h；正弦部分的功能试验量级可按表 C.9，试验持续时间应在选定的试验频率范围内，以每分钟一个倍频程的速率进行 10 次扫频循环；对耐振试验，应在危险频率，若没有危险频率则在上限频率上，每个轴向试验持续时间至少 2h。可根据舰船实际环境的特点选择合适的振动暴露量级。注意：这个试验条件适用于舰船，不适用于其他船。

注：这里讲的所谓危险频率是指出现下列现象的频率：由于振动出现试件的工作失灵、性能超差或损伤；机械共振及其他响应现象，例如出现颤振。

A.2.3.11.3 振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.3.12 第 22 类——发动机——涡轮发动机

A.2.3.12.1 说明

直接安装在涡轮发动机上的装备振动由宽带背景和窄带尖峰组成。宽带背景是随机流场湍流和由各种旋转机械部件产生的低量级准正弦峰的和。窄带尖峰是由主发动机桨叶的旋转产生的，其频率为桨叶通过频率及其谐波频率。

A.2.3.12.2 恒定速度

许多涡轮发动机的转速是恒定的。这意味着转速保持恒定，功率的变化是由燃料流量的变化和改变桨叶、叶片及螺旋桨可变的倾角来达到。这些机器产生固定频率的尖峰(见图 C.16)。这些尖峰有带宽是因为转速存在小量的漂移，振动是准正弦的(见 B.2.3.4)，其装备的共振频率随其生产批次与安装状态而变化。

A.2.3.12.3 变化速度

有些涡轮发动机的转速不恒定，其转速随着功率设置而变化。调整图 C.16 中的尖峰形状使它们与该功率下这种发动机的通过频率及其谐波频率一致。一般，发动机转速范围与功率的设定(即空转、巡航、最大值和启动等)有关。所以，要用带有不同的尖峰频率的几个谱来表示所有这些在发动机寿命周期内遇到的不同功率条件。

A.2.3.12.4 多转轴

涡扇发动机通常有两个或三个在机械上独立的转轴，并以不同的转速运行。修改图 C.16 的谱以包含每个转轴的尖峰。

A.2.3.12.5 设计准则

这些振动环境可用窄带加宽带随机振动试验来模拟(见 B.2.3)。许多此类环境振动造成的问题跟装备共振模态与激励尖峰的重合程度有关。理想的设计可以利用尖峰之间的低谷作为装备振动模态的安全区。振源驻留试验可使装备在非典型条件下承受过应力的可能性最小化，也就保证了合理的设计不会被推翻。

A.2.3.12.6 发动机安装

发动机的振动量级受发动机安装结构(见 B.2.4)的影响。同样的发动机安装在不同的平台上，可能会产生不同量级的振动。发动机试验台的振动量级很可能与平台振动量级不同。注意：振动谱中的尖峰频率位置由发动机决定，不随安装条件变化。

A.2.3.12.7 振动暴露量级

尽可能采用实测数据。没有实测数据时，可用图 C.16 中的振动量级。这些数据是在几种军用飞机发动机上测量数据的包络线。

A.2.3.12.8 振动暴露持续时间

从寿命周期环境剖面中选取持续时间。

A.2.3.13 第 23 类——人员——由人员携带的装备

A.2.3.13.1 说明

人体具有高阻尼的低频振动模态。所以，对其携带的装备进行了防护，使其不受振动环境的影响。如果振动是通过人体传递，则能对装备造成损伤的振动环境条件人将无法承受。所研制的由人员携带的装备，应能承受典型的在非人员携带时的振动环境(装卸、运输等)。

A.2.3.13.2 振动暴露量级

对由人员携带的装备振动暴露不作要求。

A.2.3.13.3 振动暴露持续时间

对由人员携带的装备振动暴露持续时间不作要求。

A.2.4 其他应考虑的因素

A.2.4.1 第 24 类——所有装备——低限完整性试验

A.2.4.1.1 说明

在许多情况下，装备只是根据工作环境的要求进行设计和试验，这里假设环境寿命周期的其他阶段严酷度较低或没有加以考虑。低限完整性试验的目的是为装备能经受运输和包括外场安装、拆卸和修理等工作提供合理的保证。这对于使用中安装在减振器上而在装卸、运输等过程中没有减振器的装备尤为重要。

A.2.4.1.2 量级的根据

图 C.17 和图 C.18 中的振动量级和持续时间并不是以使用环境为依据的。经验表明：能承受这些作用的装备能在外场令人满意地工作，而那些只经过低量级试验的装备则不能。这些暴露有时叫做“假量级试验”。

A.2.4.1.3 精密装备

对精密装备要小心。如果感觉振动量级对装备太高，就不应进行这项试验。应评估整个环境寿命周期，采取充分的防护措施，保证装备在寿命环境周期的各个阶段不受振动和冲击环境的影响。

A.2.4.1.4 限制

对已经作过整个寿命周期的环境试验的装备，或者做了其他试验的装备，而其试验量级和持续时间，通过 B.2.2 中振动疲劳关系换算，是与低限完整性试验等价，不应再作低限完整性试验。

A.2.4.1.5 振动暴露量级

一般振动试验量级见图 C.17，直升机装备的见图 C.18。注意：这些振动暴露是直接施加到装备(硬安装的)上的，不通过隔振装置。这些振动暴露量级是以典型电子盒为对象的。如果装备太大，在装备和底盘结构中就会出现不需要的高载荷，而组部件中较高频率的振动会过低。在这些情况下，对组部件采用低限完整性试验。装备或组部件的最大试验重量约为 36kg。

A.2.4.1.6 振动暴露持续时间

一般振动装备的试验持续时间见图 C.17，直升机装备的试验持续时间见图 C.18。

A.2.4.2 第 25 类——所有运输工具——悬臂的外部装备

安装在平台外部的，由悬臂元件组成或包括悬臂元件的装备会遇到特殊的问题。这些问题发生在当悬臂元件与流体交互动态耦合时，诱发悬臂元件以其弯曲或扭转模态频率振动(颤振)。虽然这些问题比较少见，但它们一旦发生，将会导致装备快速和全面的失效。对这些悬臂的外部装备的试验应参考附录E或有关资料(参考文献[1]～[4])，根据实际情况分析振动机理，选用合理的试验方法、试验量级和持续时间。

附 录 B
（规范性附录）
工程信息

B.1 范围

B.1.1 目的

本附录提供的信息用于解释本部分正文和附录A。

B.1.2 应用

下述工程信息是相关主题的简介，而不是详细说明、计算或参考文献。可从有关技术资料和教科书中查到更多信息。

B.2 工程信息

B.2.1 振动试验类型

B.2.1.1 说明

下面介绍了各种类型的振动试验。对某一特定装备，并不一定要做所有类型的振动试验。装备研制过程中一般包括研制试验和耐久试验，而某些装备的研制过程中可能要包括鉴定试验和可靠性试验；如果有要求，还包括环境适应性试验。环境应力筛选也是较多采用的方法之一。所有的试验（包括环境应力筛选），都会消耗疲劳寿命。应该认为鉴定试验、适应性试验或可靠性试验都会消耗试件的寿命，所用的试件就不适合作为正式产品使用。研制试验和适应性试验是否会消耗试件的整个寿命取决于试验目的。应保证环境应力筛选只消耗试件一部分寿命，希望最好可忽略，这点是很重要的，因为这部分消耗要计入振动暴露的整个寿命周期。总之，最重要的是通过试验方法剪裁获得预期的试验结果。

B.2.1.2 研制试验

研制试验用于确定装备的特性、暴露设计和构造的缺陷及评价纠正措施。在装备研制时应尽早开展研制试验并持续到设计成功。目的是保证研制的装备适应环境寿命周期的要求，而且在正式试验时不会失效。振动量级、激励类型、频率范围和持续时间的选取可根据试验目的有较大自由度。典型的试验大纲可包括模态分析，以验证分析的振型和频率，包括正弦驻留、正弦扫描、瞬态或随机激励，以评估功能、疲劳寿命或磨损寿命。根据试验目的选取试验类型、量级和频率。试验量级可以比寿命周期的环境低，以免损伤试件原型，也可比寿命周期的环境高以验证结构的完整性，或逐步提高试验量级来评估性能的变化和易损性。

B.2.1.3 鉴定试验

鉴定试验是为了确定装备是否经得住规定的环境要求。注意：这些试验是将寿命周期所经受环境的简化紧凑的环境试验。多数装备的鉴定试验包括功能试验和耐久试验（有时是两者的组合）。功能试验代表环境寿命周期最恶劣的振动工况（或最恶劣条件的包络）。耐久试验代表整个寿命周期的加速疲劳试验。一般振动不与其他环境应力相综合，但也有部分振动试验在高温和低温下进行。大型组件运输是一个例外，生产的组装件要先进行环境试验后运到外场。

B.2.1.4 功能试验

功能试验是为了检验装备暴露在最恶劣的环境条件下能否正常的工作。在每个试验的开始、过程中和结束时，全面检验试件的功能，在每个试验进行期间，全程监测试件的基本功能。功能试验的量级通常是最大使用量级。当需要将功能试验和耐久试验分开时，应将功能试验持续时间对半分，一半在耐久试验前完成，一半在耐久试验后进行（每个轴向）。对半的持续时间长短应足够完成装备的功能检验，或者选半小时（每个轴向），取其中较长的。有时，装备在最恶劣环境中可能不需要工作或只在规定量级上工作。一般要建立装备“工作”和“不工作”的包络线。应通过适当修改功能监测要求来剪裁功能试验，

以适应装备不工作部分。

B.2.1.5 耐久试验

B.2.1.5.1 传统方法

传统方法有两种，一种方法是提高功能试验的量级来考虑等效的疲劳损伤；另一种是假设如果累积进行了足够多的应力循环(通常设定为 106 次循环)而没有失效，则可证明应力低于装备的疲劳极限。这两种方法都有严重缺陷。第一种要求的振动试验量级比装备使用中的量级高，忽略了装备特性、连接处摩擦、隔振性能和热效应等的非线性。第二种方法忽略了许多装备(特别是那些典型的电气/电子装备)没有疲劳极限的问题，而且 10^6 次应力循环可能对它们还不够。

B.2.1.5.2 推荐的方法

用简化的疲劳关系(见 B.2.2)来确定最大使用量级(功能试验量级)的时间，它与振动寿命时间等价(不同任务的振动量级会变化)。采用等价的时间作为功能试验持续时间，从而将功能试验与耐久试验组合在一起。也许会出现这种情况：这个试验的持续时间太长，受试验大纲限制而不可行。在这种情况下，采用尽可能长的试验持续时间并用疲劳关系确定试验量级。这种方法尽管不能完全消除非线性影响，但它能将试验量级限制在更为现实的最大量级上。

B.2.1.6 寿命试验

B.2.1.6.1 说明

寿命试验是环境寿命周期的高精度模拟。试验前应进行寿命分析，并以此来确定哪些环境因素(振动、温度、高度、湿度等)应包含在试验中以达到真实结果。虽然试验是用于寿命周期的实时模拟，如果可行也可以用截断的方法将它缩短。截断是消除那些通过寿命分析显示对装备功能和寿命影响很小的那些时间段。寿命分析应采用每个装备自身的疲劳和断裂数据，而不是 B.2.2 的简化表达式。

B.2.1.6.2 最恶劣工况的量级

在寿命试验中环境寿命周期的任务部分用任务剖面来表示。任务剖面是环境应力和装备工作循环与时间关系的统计定义。任务剖面通常不包括最恶劣工况的环境应力，因为它们发生的概率很小，在统计中影响不大；但由于验证装备在极端条件下能否生存和工作是很重要的，所以应在寿命试验中以真实方式加进最大环境量级。例如战斗机，应在恰当的格斗任务段中加进最大量级而不是在类似巡航段中加进。

B.2.1.6.3 寿命试验通过判据

寿命试验的通过/失败判据是针对特殊的效果制定的。判据可以是没有失效、最大的失效次数、最大的修复失效维修次数，或者它们的某种组合。

B.2.1.7 可靠性试验

可靠性试验的目的是获得装备的统计意义上的失效率，这些试验可以是研制试验或鉴定试验，最终数据的精确度随环境模拟真实性的改善而提高。由负责装备可靠性的工程师提出试验要求。常用多个试件暴露在寿命循环的多个试验段内，而不是用一个试件暴露在整个寿命周期中。环境模拟方法应适合这些要求，通常与上面讨论的寿命试验方法相似。

B.2.1.8 适应性试验

没有鉴定的装备要在外场评估时，由于安全/试验效率的原因，通常要求验证装备能否令人满意地工作。这就要通过环境适应性试验来完成。除了适应性试验只覆盖寿命周期的外场部分外，适应性试验与鉴定试验是相同的。要是不包含安全因素，试验量级通常是典型的工作量级，否则应是最大工作量级。持续时间或者等价于整个系统/子系统试验时间，长到足以检验装备的功能，或者是一个随意短的时间(5 min 或 10min)。为了安全性而进行的适应性试验，应认为试件已经在试验中消耗掉了(这种试件不应再在外场使用)，再用一个硬件相同的装备进行外场评估。如果安全性不是问题，装备可以在经受最小时间的功能试验后再用于外场评估。

如果需要评估振动与温度、高度、湿度、泄漏或 EMI/EMC 等环境因素的累积效应，应使用同一试件经受所有的环境条件。

B.2.1.9 环境应力筛选(ESS)

ESS 不是环境试验，是装备制造或维修的验收检查技术。但因为它是环境寿命周期的事件，所以应作为预处理或作为试验的一部分。装备可能会经受多次 ESS 循环，而且维修 ESS 的振动暴露可能与装备验收时的振动暴露不同。只有试验目标合适的时候，ESS 才应包括在研制试验中。鉴定试验应包括寿命期 ESS 暴露的最大值。安全适应性试验应包括适合于特定装备 ESS 暴露的最大值。若装备做完适应性试验还要在外场使用，最好用适应性试验代替 ESS。这可使装备承受最小量的振动，同时又可看出它的外场适应性。寿命试验应包括在寿命周期中 ESS 事件的最大值。对于可靠性试验，ESS 试验量值可能在最大值和最小值之间变化。

B.2.2 疲劳关系

式(B.1)和式(B.2)所示的关系可用于确定不同振动环境的疲劳等价关系、累积各种振动环境产生的振动疲劳损伤和确定振动耐久试验的加速试验量值：

$$(W_0/W_1)=(T_1/T_0)^{1/4}\text{(随机振动)} \quad \cdots\cdots \text{(B.1)}$$

$$(g_0/g_1)=(T_1/T_0)^{1/6}\text{(正弦振动)} \quad \cdots\cdots \text{(B.2)}$$

式中：

W_0 ——规定的随机振动量值(加速度谱密度)，g^2/Hz；

W_1 ——施加的随机振动量值(加速度谱密度)，g^2/Hz；

g_0 ——规定的正弦振动量值(峰值加速度)，g；

g_1 ——施加的正弦振动量值(峰值加速度)，g；

T_0 ——规定的时间，h；

T_1 ——施加的时间，h。

这是线性疲劳损伤累积的简化表达式。指数是材料常量(log/log 疲劳曲线的斜率或 S/N 曲线的斜率)，给出的值适用于航空电子装备，不适用于其他类型的装备。例如，导弹试验大纲使用的指数值为 1/3.25～1/6.6。航天器试验大纲有时使用 1/2。多数材料的指数取 1/6～1/6.5。指数值的变化范围与所要求的保守程度以及材料特性有关。必要时应根据具体材料的疲劳数据(S/N 曲线)进行分析。注意：装备上不同部件用材料的 S/N 曲线可得到不同的等价关系。应决定采用哪个等价关系来确定试验条件。

B.2.3 振动特性

B.2.3.1 说明

装备在运行使用时经历的振动大多数是宽带振动。这表明，振动在相对宽的频率范围内所有频率上都存在，而且强度是变化的。振动幅值变化可能是随机、周期的或者随机和周期的混合。一般地，随机振动最适合模拟这些环境，也有用随机加正弦或只有正弦振动的情况。多数振动试验是使用稳态激励，有时稳态振动也适于模拟瞬态事件。但有时只能用瞬态振动激励才能满意地代表瞬态事件。

B.2.3.2 随机振动

B.2.3.2.1 说明

随机振动是以加速度谱密度(即功率谱密度或 PSD)来表示的。在给定频率上的加速度谱密度是加速度均方根(rms)的平方除以分析带宽(B)。它给出了一个用给定频率为中心的 1Hz 带宽表达的值。谱值的精确度是根据分析带宽和计算谱值所用的时间 T 确定的。谱估计的正态化随机误差为 $1/(BT)^{1/2}$，一般，应采用实际的最小带宽或最小的频率分辨率，1Hz 比较理想。多数情况下，加速度幅值服从正态(高斯)分布。其他类型的幅值分布可能适合于特殊的情况。在遇到非高斯分布时，要保证试验和分析的硬件和软件是适用的。

B.2.3.2.2 频率范围

加速度谱密度是在相应频率范围内定义的。这个频率范围是装备在机械振动有效激励的最高频率和最低频率之间。典型地，低频是装备最低共振频率的一半或存在于环境中有明显振动的最低频率。最高频率是装备最高共振频率的两倍或存在于环境中有明显振动的最高频率或可以有效地传递机械振动的

最高频率。机械传递的振动的最高频率一般是2000Hz。（当频率在2000Hz附近或以上时，常需要将振动与噪声一起考虑，见GJB 150.25A—2009）。

B.2.3.2.3 均方根值

用均方根值来规定振动条件是不合适的。谱的均方根值是谱密度曲线在整个频率范围内面积的平方根值，它不包含任何频率信息。均方根值常用来进行常规误差检查和估算驱动振动台所需的功率。

B.2.3.3 正弦振动

正弦振动是用加速度和频率表示。以正弦振动为主的环境用基频和（多个）基频的谐波来表征。基频常常多于一个，每个基频都产生谐波。在某些情况（例如低性能的螺旋桨飞机和直升机）下，使用的振动环境基本上是正弦振动，加上一个非常低的宽带背景振动。发动机转速、螺旋桨和涡轮叶片通过频率、桨叶通过频率及其谐波都会产生激励。这种环境最好用正弦试验来模拟。要保证正弦试验的频率范围与平台环境一致。

B.2.3.4 宽带和窄带振动的混合

B.2.3.4.1 说明

有时，由于往复或旋转结构或机构（即桨叶、螺旋桨、活塞、炮振等）产生的振动环境具有准周期激励特征。如果这种激励起主要作用，用振源驻留振动是合适的。振源驻留的特征是宽带随机振动叠加上高量级的窄带随机振动或正弦振动。在根据测量数据确定随机和正弦振动的量级时，要注意到数据处理技术会影响这些不同类型信号的幅值。

B.2.3.4.2 宽带随机叠加窄带随机

要保证整个谱的幅值和频率能包络所要模拟的环境。窄带带宽应涵盖代表环境变动的或装备共振频率变化的频带或在期间循环扫描（见B.2.4.4）。

B.2.3.4.3 随机宽带背景上叠加正弦

要保证随机谱在整个频率范围内连续并包络除了代表正弦幅值之外的所有环境。正弦幅值应包络环境中的正弦分量。在代表环境的频率变化的频带和装备的共振频率变化的频带上正弦频率循环扫频（见B.2.4.4）。

B.2.3.5 瞬态振动

瞬态振动是随机振动的时变“加窗”的部分，持续时间相对较短，例如0.5s～7.5s。目前，这些实测的环境可在试验室的振动台上用开环波形控制的方法复现。以下三种数据可用来检验试验室试验模拟的结果：

a) 试验测得的幅值时间历程；
b) 幅值时间历程时变均方根最优化平滑估计；
c) 对于持续时间比较短的环境（瞬态振动的持续时间小于试件的一阶固有频率周期），能量谱估算或者是冲击响应谱估算（SRS）；对于较长持续时间（即2.5s～7.5s）环境，时变自谱密度估计。

一般，环境是在试验室中用开环波形控制方法复现的，如果可以正确地确定和使用系统的脉冲响应，则复现的环境就应与测得的环境很接近。对于安装在平台武器架上的装备，瞬态振动环境是重要的环境，它们在寿命期的训练任务期间，多次经受这种环境（见GJB 150.18A—2009）。

B.2.3.6 随机振动与正弦振动等效关系

B.2.3.6.1 说明

以往多数振动是用正弦振动来表征的。现在了解到大多数振动在本质上是随机的，并用随机振动来表征。因为有的装备是按正弦试验要求研制的，所以就需要确定随机振动与正弦振动之间的等效关系。

B.2.3.6.2 一般等效

正弦振动和随机振动的特征是基于两种数学理论。为比较给定的随机振动和正弦振动对装备产生的环境效果，应详细了解装备的动态响应。通用的等效关系是不可行的。

B.2.3.6.3 均方根（RMS）“*g*”

经常试图比较正弦振动的峰值和随机振动的均方根值。这两个量值间唯一相似之处是量纲，典型的量纲是标准的重力加速度单位 g，正弦加速度峰值是在一个频率上的最大加速度值(见 B.2.3.3)，随机振动的均方根值是谱密度曲线下的面积的平方根(见 B.2.3.2)。它们是不等效的。

B.2.4 平台/装备和夹具/试件的耦合

B.2.4.1 说明

一般假设装备本身不影响装备的振动环境。这表明，无论装备是否安装，平台在装备连接点上的振动是相同的。由于平台连同装备是作为一个系统来振动的，严格地讲，上述假设不正确。但如果装备没有给平台增加明显的质量和刚度，这种假设在一定的精度范围内是正确的。下面讨论这种假设的限制条件。

注：这些效应同样适用于装备内部的子部件以及装备与振动激励装置(振动台、滑台、夹具等)的耦合。

B.2.4.2 机械阻抗

B.2.4.2.1 大质量的装备

如果平台的固有频率处的结构响应很大，装备将会对支撑结构施加载荷，即装备的质量加到结构的质量上，并以惯性阻止平台的结构运动。如果装备的质量相对于平台比较大，它会使整个系统的固有频率降低，并改变振型。如果装备质量很大而支撑结构的布局刚度又较小，它会引起局部支撑弯曲，产生新的低频局部共振频率。这些新的局部共振的作用类似隔振器的作用(见 B.2.4.3)。

B.2.4.2.2 装备作为结构的部件

如果装备的安装使它的作用如同平台结构的部件，它会影响振动并承受结构载荷。这对大小装备都适用，对较大装备尤为重要。此时，装备的结构增加了平台的刚度并可能明显影响振动模态频率和振型。进而，装备可能承受设计中未考虑的结构载荷。例如，绑在卡车、飞机或船货舱底板上的横梁，如果在相应点上将捆绑设计成不滑动的，则它就成为底板的结构部件；如果底板弯曲或扭转，则横梁就受力并改变平台结构的传力路线。这对横梁、平台或其两者都可能是灾难性的。这就需要在设计连接结构时避免装备起到结构部件的作用。

B.2.4.2.3 与支撑结构相比质量较大的装备

如果装备的质量与平台相比较小但与支撑结构相比较大时，应计算局部振动量级的变化。安装在喷气式飞机上的装备(A.2.3.2)可能属于这种情况。注意：由于环境、相对尺寸和结构分析方法的不同，在表 C.3 中定义的因子仅适用于安装在喷气式飞机上的装备。

B.2.4.2.4 与平台相比质量较大的装备

如果装备的质量或尺寸与平台相比较大，都要考虑这些效应。对飞机和外挂是必须考虑的，它会导致飞机的灾难性失效。在设计振动试验夹具时也应考虑到这些效应，否则，传递到试验装备上的振动可能与预期的振动大不相同。

B.2.4.3 隔振

B.2.4.3.1 说明

隔振器(冲击垫)、缓冲架和其他振动隔振装置会增加动力系统的低频响应，减弱对装备的高频输入。在隔振器(装备的六个自由度刚体模态)频率上的振动输入将被放大，导致所要隔振的装备刚体运动。这些隔振装置的性能取决于装备共振频率与隔振器频率分离程度(最小两倍)，同时还要有足够的摆动空间(围绕所要隔振的装备运动的间隙)以避免所要隔振的装备与周围的装备(可能也装有隔振器，也存在摇摆运动)和结构发生碰撞。

B.2.4.3.2 摆动空间

在设计分析中要考虑摆动幅度和隔振特性(传递特性与频率的关系)，并在所有振动试验中要测量这些量。隔振装置的性能是与幅值非线性的。从振动的最大量级到最小量级范围内估算这些参数。注意：这些内容同样适用于装备中的所要隔振的组件。

B.2.4.3.3 最小强度

所有装备都有强度的最低值，在服役使用和运输中由隔振器保护的装备也如此。如果装备的研制中未考虑装备寿命周期的运输和搬运环境，则要在装备中包括适当的低限完整性作用（见 A.2.4.1）。

B.2.4.4 装备共振频率的变化

装备的安装共振频率与试验室中的共振频率不完全一样。一个原因是在组装过程中零部件之间的细微变化。连接的紧固程度、部件和组件的细微尺寸差别和类似的差异都会影响各阶振动模态的共振频率和阻尼。另一个原因是装备和安装架之间的动力耦合。当装备在外场使用时，设备的安装点有局部柔度，当平台结构振动时这些点就沿六个自由度方向运动。在试验室进行试验时，试件是固定在大质量的、刚性的夹具上的，以便把单个轴向上的振动均匀地传递给每个安装点。在所有情况下安装都会影响装备的振动模态，而且各种情况的影响是不同的。在确定试验条件时，应考虑这些影响；无论是采用测量数据还是采用规定条件来确定试验条件，都应在窄带谱分量上增加一个允差。对于 A.2.3.3 中的螺旋桨飞机，选择了±5%的允差。这个选择比较合理，因为 C−130 和 P−3 飞机的包络数据与此比较接近。

B.2.5 模态试验和分析

B.2.5.1 说明

模态试验和分析是确定装备和夹具的结构动态特性的技术。模态试验，也叫地面振动试验（GVT）和地面振动测定（GVS），是把已知的动态输入施加到试件上，并测量和记录所引起的响应。用模态分析方法对测量数据进行分析，可辨识装备或夹具的模态参数（固有频率、振型和模态阻尼等）。模态参数可用来验证或建立分析模型、确定测量点的位置、评估测得的振动数据和设计试验夹具等。模态分析方法包括从频域上的单自由度方法到时域上的、多自由度的方法等。

B.2.5.2 模态试验技术

模态分析有多种方法。最简单的方法是用激振器输入正弦振动，调节激振器输出的频率和幅值激励出一阶结构模态，移动加速度计测量其输出并绘制出测量结果。在试验频率范围的各阶模态都重复按上述方法进行测量。瞬态随机和冲锤激励等技术也是可用的。更高级的方法是用多台激振器宽带随机激励，同时测量一组加速度计和力传感器的信号，并用计算机求得频率响应函数（FRF）。再用模态参数辨识算法，得到相应的模态参数。试验方法的选择应能得到物理概念明确的数据，并能提供所需要的细节或量级。

B.2.5.3 装备的非线性特征

动态输入应尽可能真实，并尽可能多的分若干激励振级进行模态试验，因为装备的幅值响应通常是非线性的。

B.2.6 气动效应

B.2.6.1 说明

诱发飞机和飞机外挂振动的一个主要振源是气动力。流场中脉动的压力（湍流）使飞机表面产生振动。这些压力和振动是动压的线性函数，是马赫数的非线性函数。如果气流变为超音速，它就变成平滑的，湍流就消失。当速度进一步增大，湍流又重新出现。表 C.5 中的马赫数修正是根据实测数据的平均值给出的。表 C.6 中的定义和公式可以用于计算空速和动压。

B.2.6.2 动压

气体作用在一个移动的物体上的总压力是由动压（q）和静压组成的。两者之间的比例随物体在气体中的速度而变化。动压与速度的关系见式（B.3）：

$$q = 1/2\ \rho V^2 \qquad (B.3)$$

式中：

ρ ——气体密度；

V ——是物体在气体中的运动速度。

B.2.6.3 空速

B.2.6.3.1 说明

飞机在大气中的运动速度是用空速或马赫数来度量的。空速有几种表述形式（见下面的讨论）。这些空速在海平面上相等，随着高度的增加它们会出现差异。表 C.6 中给出了计算空速和动压所需要的公式和数据。

B.2.6.3.2　校正空速

空速通常用校正空速来规定和测量。校正空速一般用海里/小时（节）表示，叫做节校正空速（K_{cas}）。K_{cas} 不是真实空速，它可从飞行中直接测量导出。因为它不是真实空速，所以不能在 q 的简单公式中使用它。

B.2.6.3.3　指示空速（表速）

另一种空速测量形式是指示空速。如果加上了有关飞机安装因素的经验修正系数，校正空速与表速是相同的。表速可用不同的单位来表示（km/h，mile/h，或节），因为我国军用飞机一般不用节来表示，而是用 km/h 来表示。

B.2.6.3.4　当量空速

当量空速是与动压直接相关的形式。有时在工程计算中使用当量空速，因为在飞机机体结构上的其他力（升力、阻力和结构气动载荷）也与动压成正比。但在空速测量系统和飞行手册中不采用它。当量空速可用不同的单位来表示。

B.2.6.3.5　真空速（真速）

这是真正的空速。可用飞机大气数据系统计算真实空速，应精确地知道当地大气特性。在手册中和领航时一般不使用真实空速。真实空速可用不同的单位表示。

B.2.6.3.6　马赫数

马赫数是实际空速与音速之比。在用飞机大气数据系统测量马赫数时，它是实际的马赫数。

B.2.6.4　高度

飞机空气数据系统测量当地大气压力并把这个值换算成压力高度，这是通过一个压力、温度和密度有关的标准大气模型来实现的。与空速和动压有关的公式中使用的是压力高度，应保证高度是压力高度。军用飞机使用的低高度值经常用当地的绝对高度给出，这些值都应转换成压力高度值。

B.2.7　相似性

B.2.7.1　说明

经常会出现装备的实际环境与装备设计的预期环境不同的情况，现有的装备也经常会有改动或者使用环境也会变化。这就需要验证这个装备是否还适用。通常用称为“相似性验证”的过程来进行处理，但目前，这个过程尚无明确的定义。在实际中，有时只提供一个过程说明的报告，以便可追溯其历史情况。

B.2.7.2　未修改的装备

未修改的装备（试件没有任何改动）如满足下列条件之一即为合格：

a）装备成功地通过了相当于或超过了使用振动环境要求的振动试验鉴定。

b）装备在相当于或超过于使用振动环境中使用时，已证明具有可以接受的可靠性。

c）装备成功地通过了最大振动试验量值超过使用环境 6dB 以内的试验，并在每个频率上其潜在的疲劳损伤不超过 50%。另外，在关键共振频率点的响应在使用中对装备寿命与功能的影响是可以接受的。

B.2.7.3　修改的装备

验证修改的装备（有任何形式的改动）的方法是：首先证明不修改的装备满足使用环境振动要求，然后通过分析/试验数据证明修改的装备与不修改的装备动态特性是相似的。

B.2.7.4　等效的振动环境

如果满足下列全部条件，即可认为以前的试验或其他振动条件与使用环境的振动条件等同：

a）以前试验的振动类型与使用要求的振动类型相同，即随机振动应与随机振动条件比较，正弦振

动应与正弦振动条件比较。

b) 试验的频率范围覆盖使用环境的频率范围。所用频率范围的低限是使用环境要求的低频极限或装备的最低共振频率的 1/2，取较高的。频率范围的上限是使用环境要求的频率上限。

c) 试验量级(加速度谱密度量级或正弦加速度峰值)在任何频率上最多不低于使用要求的 3dB，并至少在整个带宽的 80%范围之内等于或高于要求。

d) 在每个频率上环境暴露的疲劳损伤不低于使用环境下的疲劳损伤的 50%。在频率范围的 80%之内环境暴露的疲劳损伤等于或超过使用疲劳损伤。规定疲劳损伤是最大使用量级下的整个等效暴露时间。用式(B.4)和式(B.5)所示的关系进行累积和等效：

$$W_1/W_2=(T_2/T_1)^{1/4}\text{（随机振动）} \quad \text{(B.4)}$$

$$g_1/g_2=(T_2/T_1)^{1/6}\text{（正弦振动）} \quad \text{(B.5)}$$

式中：

W_1 ——环境暴露 1 的加速度谱密度，g^2/Hz；

W_2 ——环境暴露 2 的加速度谱密度，g^2/Hz；

T_1 ——环境暴露 1 的持续时间，h；

T_2 ——环境暴露 2 的持续时间，h；

g_1 ——环境暴露 1 的正弦加速度峰值，g；

g_2 ——环境暴露 2 的正弦加速度峰值，g。

B.2.7.5 可靠性数据

使用满足下列条件的外场可靠性数据：

a) 提取数据的外场装备试件数量足够多，可以在统计意义上代表特定的装备；

b) 提取数据的装备外场使用的环境可以在统计意义上代表设计环境寿命周期；

c) 外场可靠性数据满足维修性、任务准备、任务完成和安全要求。

B.2.7.6 关键共振响应

用下列方法估算底座的前三阶固有频率、每个子部件的一阶固有频率和每块电路板的一阶固有频率：

a) 通过试验确定所要求的固有频率集(第一集)。

b) 比较装备在原始鉴定试验中运行时要求的最大量级和使用环境中运行时要求的最大量级。确定使用环境量级超过原始量级的频率集(第二集)。

c) 确定第一集哪些共振峰与第二集频率重合。通过试验或分析说明，当使用环境中的最大量级中出现这些共振时装备可以按要求工作。

d) 采用 B.2.7.4 的方法，比较原始鉴定和使用环境中的疲劳损伤。确定使用环境中的疲劳损伤超过原判据的疲劳损伤的频率集(第三集)。

e) 确定第一集哪些共振峰与第三集频率重合。通过试验或分析说明，当使用环境中的最大量级中出现这些共振时装备可以按要求工作。

B.2.7.7 动态相似性

如果下列条件满足就认为修改的装备与原来的装备动态相似：

a) 每个组件和部件质量的总变化不超过±10%。

b) 装备的重心位置在每个方向上的变化不超过原始位置的±10%。

c) 安装的技术状态没有变化。

d) 电路板的安装技术状态没有变化。

e) 底座的前三阶固有频率和每个组件的一阶固有频率变化不超过原始频率的±5%。

f) 每块电路板的一阶固有频率变化不超过原始频率的±10%。

g) 每块修改过的电路板在与板面垂直的方向上进行了 1h 的振动。所用的试验谱形为 15Hz 到

1000Hz是$0.04g^2$/Hz，1000Hz～2000Hz是−6dB/Oct衰减。在试验期间和试验后整块电路板的电性能始终是良好的。(如果电路板上振动量级和持续时间已知，则可用它们代替上述振动)。

h) 由于装备的安装、底座、内部支撑结构和电路板材料的变化，可使装备具有相同或更高的疲劳强度。

附 录 C
（规范性附录）
表格和图

C.1 目的

本附录提供了与正文、附录A和附录B有关的表格和图。

C.2 表格

本附录给出了下列表格：
a) 表C.1：典型野战运输情况；
b) 表C.2：螺旋桨式飞机振动环境；
c) 表C.3：喷气式飞机振动环境；
d) 表C.4：直升机振动环境；
e) 表C.4.1：标称的旋翼基本振源频率；
f) 表C.5：喷气式飞机外挂的振动环境；
g) 表C.6：动压计算；
h) 表C.7：图C.1～图C.3曲线的拐点；
i) 表C.8：图C.6的拐点；
j) 表C.9：安装在舰船上设备的振动试验量值。

表C.1 典型野战任务运输情况

中途补给站 (PSA)	部队贮存区 (CSA)	前线供应点 (FSP)	使用单位 (USU)	消耗
600km ⟷	200km ⟷	26km ⟷	26km ⟵	
卡车、半拖车 ⟷		双轮拖车 ⟷	双轮拖车或 M548 货物运输车 ⟷	

表C.2 螺旋桨式飞机振动环境

装备位置[abcd]	振动量值 L_0 g^2/Hz
螺旋桨前方的机身或机翼内	0.10
在螺旋桨旋转平面的一个桨叶半径内	1.20
螺旋桨后的机身或机翼内	0.30
发动机舱、尾翼或发射架内	0.60

[a] 对于安装在外部表面的设备，量值增大3dB。
[b] f_0=桨叶通过频率（螺旋桨转速乘以桨叶数量）(Hz)：
$f_1=2\times f_0$　　$f_2=3\times f_0$　　$f_3=4\times f_0$
[c] 尖峰带宽为中心频率±5%。

表 C.2(续)

装备位置[abcd]	振动量值 L_0 g^2/Hz
[d] C−130 飞机： 3 桨叶螺旋桨飞机 f_0=51Hz； 4 桨叶螺旋桨飞机 f_0=68Hz； 6 桨叶螺旋桨飞机 f_0=102Hz(C−130J)。	

表 C.3 喷气式飞机振动环境

$$W_0=W_A+\sum_{J=1}^{n} W_J$$	
W_0、W_A、W_J——暴露的加速度谱密度量值，g^2/Hz，W_0 为 W_A 和 W_J 的包络。	
气动力诱发的振动：$W_A=a\times b\times c\times(q)^2$	
喷气式发动机噪声引起的振动：$W_J=\{[0.48\times a\times d\times\cos^2(\theta)/R]\times[D_c\times(V_c/V_r)^3+D_f\times(V_f/V_r)^3]\}$	
a——平台/装备的质量因子(见 B.2.4)。注意：这个因子适合于图 C.8 中的 W_0 但不适用于低频部分(15Hz 到拐点)。 =1.0，对于安装在隔振器(缓冲架)和重量低于 36kg 的设备； $=1.0\times10^{(0.6-W/60)}$，对于重量在 36kg～72kg 之间的设备($W$=重量(kg))； =0.25，对重量大于或等于 72kg 的设备。	
b——振动量值和动压之间的比例因子(国际单位制 SI) $=2.96\times10^{-6}$，对于安装在驾驶舱仪表板上的设备； $=1.17\times10^{-5}$，对于驾驶舱设备和靠近光滑连续的外表面的舱内的设备； $=6.11\times10^{-5}$，对于安装在靠近不连续外表面(空腔、机舵、马刀天线、减速板等)或紧靠后机身、机翼后缘、机翼、尾翼和挂架的舱内设备。	$\sum_{J=1}^{n} W_J$——喷气发动机噪声部分是每个发动机的 W_J 值的和。 d——加力燃烧室因子 =1.0，没有或没有使用加力燃烧室； =4.0，使用加力燃烧室。 R——装备重心到发动机尾喷口中心之间的矢量距离，m。 θ——R 矢量与发动机尾喷口矢量的夹角(沿发动机尾喷口中心线向后)，以度为单位。对于 70°<θ≤180°，采用 70°。
c——马赫数修正。注意这个因子适用于图 C.8 的 W_0，不适用于低频部分(15Hz～在 0.04g^2/Hz 的待定频率，Hz)，见 A.2.3.1 =1.0，对于 0≤M≤0.9； =(−4.8M+5.32)，对于 0.9≤M≤1；(M=马赫数) =0.52，对于 M>1.0。	D_c——核心发动机排气直径，m。 D_f——风扇发动机排气直径，m。 V_r——参考排气速度，m/s =564m/s。 V_c——核心发动机排气速度(不带加力燃烧室)，m/s； V_f——风扇发动机排气速度(不带加力燃烧室)，m/s。
q——飞行动压，kN/m²，见 B.2.6.1 和表 C.6	

表 C.4 直升机振动环境

装备位置	随机量级	振源频率(f_x)范围 Hz	在 f_x 处的加速度峰值(A) g
一般区域	W_0=0.0010g^2/Hz W_1=0.010g^2/Hz f_t=500Hz	3～10 10～25 25～40 40～50 50～500	0.70/(10.70−f_x) 0.10×f_x 2.50 6.50−0.10×f_x 1.50
仪表板	W_0=0.0010g^2/Hz W_1=0.010g^2/Hz f_t=500Hz	3～10 10～25 25～40 40～50 50～500	0.70/(10.70−f_x) 0.070×f_x 1.750 4.550−0.070×f_x 1.050

表 C.4(续)

装备位置	随机量级	振源频率(f_x)范围 Hz	在f_x处的加速度峰值(A) g
外挂	W_0=0.0020g^2/Hz W_1=0.020g^2/Hz f_t=500Hz	3～10 10～25 25～40 40～50 50～500	0.70/(10.70−f_x) 0.150×f_x 3.750 9.750−0.150×f_x 2.250
靠近或安装在传动系统部件上	W_0=0.0020g^2/Hz W_1=0.020g^2/Hz f_t=2 000Hz	5～50 50～2000	0.10×f_x 5.0+0.010×f_x

主旋翼频率 1P 或尾桨频率 1T(Hz) 根据特定直升机或下表中确定			传动机构转动频率 1S(Hz) 根据特定直升机和部件确定	
f_1=1P	f_1=1T	基频	f_1=1S	基频
f_2=n×1P	f_2=m×1T	叶片通过频率	f_2=2×1S	一次谐波
f_3=2×n×1P	f_3=2×m×1T	一次谐波	f_3=3×1S	二次谐波
f_4=3×n×1P	f_4=3×m×1T	二次谐波	f_4=4×1S	三次谐波
	主旋翼		尾桨	
直升机	转速 1P(Hz)	桨叶数 n	转速 1T(Hz)	桨叶数 m
AH−1	5.40	2	27.7	2
AH−6J	7.95	5	47.5	2
AH−6M	7.92	6	44.4	4
AH−64(早期)	4.82	4	23.4	4
AH−64(后期)	4.86	4	23.6	4
CH−47D	3.75	3	双主旋翼无尾桨	
MH−6H	7.80	5	47.5	2
OH−6A	8.10	4	51.8	2
OH−58A/C	5.90	2	43.8	2
OH−58D	6.60	4	39.7	2
UH−1	5.40	2	27.7	2
UH−60	4.30	4	19.8	4

表 C.4.1 标称的旋翼基本振源频率 [a]

直　升　机	主旋翼f_1 [b] Hz	尾桨f_2 [c] Hz
直五	1.20	50.0
直八	20.7～21.2	82.4
直九	23.3～24.0	−
米八	16.0～17.3	51.4
小羚羊(法国 As−342M)	18.90	−
云雀(法国 SA−318C)	18.25	68.4
美洲豹(法国 SA−315)	17.66	96.9
超美洲豹(法国 SA−330)	17.66	106.6
贝尔−214ST	10.00	53.4

[a] 若此表中没给全的，可根据实际型号计算。
[b] 主旋翼叶片数乘以旋翼转速(r/min)除以 60。
[c] 尾桨片数乘以尾桨转速(r/min)除以 60。

表 C.5　喷气式飞机外挂的振动环境

$W_1 = 5\times10^{-3}\times K\times A_1\times B_1\times C_1\times D_1\times E_1$；$(g^2/\mathrm{Hz})$[a]

$W_2 = H\times(q/\rho)^2\times K\times A_2\times B_2\times C_2\times D_2\times E_2$；$(g^2/\mathrm{Hz})$[a]

$M\leqslant0.90$，$K=1.0$；$0.90\leqslant M\leqslant1.0$，$K=-4.8\times M+5.32$；$M\geqslant1.0$，$K=0.52$[b]

$f_1=10^5C\times(t/R^2)$，(Hz)[c,d,e]；$f_2=f_1+1000$，(Hz)[c]；$f_0=f_1+100$，(Hz)[f,g]

技术状态	因子		技术状态	因子	
气动外形良好	A_1	A_2		B_1	B_2
单个外挂	1	1	带动力的导弹的后半部分	1	4
并联外挂	1	2	其他外挂的后半部分	1	2
在其他外挂之后携带的外挂	2	4	所有外挂的前半部分	1	1
气动外形不良[h]	C_1	C_2		D_1	D_2
单个外挂和并联外挂	2	4	外场组装的钢板鳍/尾部整流锥的设备	8	16
在其他外挂之后	1	2			
其他外挂	1	1	带动力的导弹	1	1
			其他外挂	4	4
	E_1	E_2			
燃烧弹(充满燃烧物)	1/2	1/4			
其他外挂	1	1			

M——马赫数；
H——常量=5.59；
C——常量=2.54×10^{-2}；
q——飞行动压(见表 C.6)，$\mathrm{kN/m^2}$；
ρ——外挂重量密度(重量/体积)，$\mathrm{kg/m^3}$；
　ρ 的值应限制在 $641\leqslant\rho\leqslant2\,403$；如果计算值落在这些极限值的外边，则使用这些极限值。
t——结构(承受挂载的)蒙皮的平均厚度，m；
R——外挂(结构的)特征半径，m(外挂长度上的平均)
　=圆形截面外挂的半径；
　=椭圆截面外挂的长轴和短轴平均的一半；
　=不规则截面外挂的最长弦的一半。

[a] 如果外挂参数超过给定限，可参考有关资料。
[b] 马赫数修正(见 B.2.6)。
[c] f_1 限在 $100\leqslant f_1\leqslant2\,000$Hz。
[d] 带尾翼的自由下落外挂，$f_1=125$Hz。
[e] 将 (t/R^2) 限在 $0.040\leqslant(t/R^2)\leqslant0.787$；如果计算值落在这些极限值的外边，则使用这些极限值。
[f] 对于非圆形或椭圆形截面 $f_0=500$Hz。
[g] 如果 $f_0>1\,200$Hz 则采用 $f_0=2000$Hz。
[h] 对外挂的前 1/4 部分有气流分离的情况。钝头、光学平面、尖角和敞开的空腔都是潜在的分离源。任何非光滑的、拐弯的和非逐渐变细的前伸鼻也可能造成气流分离。气动工程师应作出判断。

典型参数值

外挂类型	最大 q $\mathrm{kN/m^2}$	ρ $\mathrm{kg/m^3}$	f_1 Hz	f_2 Hz
空对地导弹	76.61	1602	500	1500
空对空导弹	76.61	1602	500	1500
仪器舱	86.19	801	500	1500
发射架(可重复使用的)	57.46	801	200	1200
爆破弹	57.46	1922	125	2000
燃烧弹	57.46	641	100	1100

表 C.6　动压计算

（定义和详细内容见 B.2.6.2）

1. 在马赫数小于 1 时可使用空速。
2. 对任何空速可以使用马赫数。
3. 除非特别声明，假设空速是标称空速(K_{cas})。
4. 在空速是以表速(K_{ias})给出时，假定 K_{ias} 等于 K_{cas}。
5. 高度(h)是压力高度而不是距离地面的高度。

$$q=2.5\rho_0\sigma V_a^2[(1/\delta\{[1+0.2(V_{cas}/V_{ao})^2]^{3.5}-1\}+1)^{2/7}-1]$$

$$q=1/2\rho_0\sigma V_a^2M^2 \quad q=1/2\rho_0V_{eas}^2 \quad q=1/2\rho_0\sigma V_{tas}^2$$

	$h\leqslant 11000$m	11000m$\leqslant h \leqslant$20056m
θ	$1-2.2556\times10^{-5}\times h$	0.75189
δ	$\theta^{5.2561}$	$0.2234e^{\phi}$
σ	$\theta^{4.2561}$	$0.2971e^{\phi}$
V_a	$V_{ao}\times\theta^{1/2}$	295.06
ϕ	——	$(11000-h)/6342.0$
ρ_0	1.2251×10^{-3}	1.2251×10^{-3}
V_{ao}	340.28	–
T_0	288.16°K	–

V_{cas}——标称空速，m/s；
V_{ias}——表速，m/s；
V_{eas}——当量空速，m/s；
V_{tas}——真实空速，m/s；
（海平面上 $V_{cas}=V_{ias}=V_{eas}=V_{tas}$）
V_{ao}——海平面声速，m/s；
V_{lss}——当地声速，m/s；
M——马赫数；
q——动压，kN/m²；
T_0——海平面大气温度，°K；

h——压力高度，m，（标准大气）；
ρ_0——海平面大气密度，kg/m³；
σ——当地大气密度与海平面大气密度（标准大气）之比；
δ——当地大气压力与海平面大气压力（标准大气）之比；
θ——高度温度与海平面温度（标准大气）之比；
ϕ——同温层高度变量。

空速一般用“节”来表示
V_{kcas}——标称空速，单位为节；
V_{kias}——表速，单位为节；
V_{keas}——当量空速，单位为节；
V_{ktas}——真实空速，单位为节。
（节——海里/小时，节×0.51478 换算为 m/s 单位）

计算校验

空速	$h=3048$m	$h=15240$m
$500V_{kcas}$	$q=38.5$kN/m²	$q=23.8$kN/m²
$500V_{ktas}$	$q=30.0$kN/m²	$q=6.18$kN/m²
$M=0.8$	$q=31.2$kN/m²	$q=5.20$kN/m²
$500V_{keas}$	$q=40.6$kN/m²	对于所有高度

表 C. 7　图 C. 1～图 C. 3 曲线的拐点

高速公路卡车振动环境 图 C.1

垂向		横向		纵向	
Hz	g^2/Hz	Hz	g^2/Hz	Hz	g^2/Hz
10	0.01500	10	0.00013	10	0.00650
40	0.01500	20	0.00065	20	0.00650
500	0.00015	30	0.00065	120	0.00020
1.04 g_{rms}		78	0.00002	121	0.00300
		79	0.00019	200	0.00300
		120	0.00019	240	0.00150
		500	0.00001	340	0.00003
		0.204 g_{rms}		500	0.00015
				0.740 g_{rms}	

组合式双轮拖车振动环境 图 C.2

垂向		横向		纵向	
Hz	g^2/Hz	Hz	g^2/Hz	Hz	g^2/Hz
5	0.2221	5	0.0451	5	0.0563
8	0.5432	6	0.0303	8	0.1129
10	0.0420	7	0.0761	13	0.0137
13	0.0256	13	0.0127	16	0.0303
15	0.0726	15	0.0327	18	0.0193
16	0.0249	16	0.0134	19	0.0334
19	0.0464	21	0.0120	20	0.0184
20	0.0243	23	0.0261	23	0.0369
21	0.0226	25	0.0090	27	0.0079
23	0.0362	26	0.0090	30	0.0203
33	0.0353	30	0.0137	31	0.0133
35	0.0237	34	0.0053	36	0.0060
36	0.0400	36	0.0079	49	0.0042
41	0.0102	46	0.0039	53	0.0077
45	0.0232	50	0.0067	56	0.0036
50	0.0113	55	0.0042	59	0.0062
94	0.0262	104	0.0033	62	0.0044
107	0.0866	107	0.0044	65	0.0121
114	0.0220	111	0.0032	71	0.0026
138	0.0864	147	0.0029	93	0.0115
145	0.0262	161	0.0052	107	0.0544
185	0.0595	175	0.0022	115	0.0151
260	0.0610	233	0.0013	136	0.0836
320	0.0104	257	0.0027	149	0.0261
339	0.0256	314	0.0016	157	0.0485
343	0.0137	333	0.0053	164	0.0261
357	0.0249	339	0.0009	183	0.0577
471	0.0026	382	0.0017	281	0.0030
481	0.0059	406	0.0008	339	0.0184
500	0.0017	482	0.0019	382	0.0014
3.99 g_{rms}		500	0.0007	439	0.0051
		1.29 g_{rms}		462	0.0019
				485	0.0044
				500	0.0014
				2.73 g_{rms}	

组合轮式车振动环境 图 C.3

垂向		横向		纵向	
Hz	g^2/Hz	Hz	g^2/Hz	Hz	g^2/Hz
5	0.2366	5	0.1344	5	0.0593
8	0.6889	7	0.1075	8	0.0499
12	0.0507	8	0.1279	15	0.0255
21	0.0202	14	0.0366	16	0.0344
23	0.0301	16	0.0485	20	0.0134
24	0.0109	17	0.0326	23	0.0108
26	0.0150	19	0.0836	25	0.0148
49	0.0038	23	0.0147	37	0.0040
51	0.0054	116	0.0008	41	0.0059
61	0.0023	145	0.0013	49	0.0016
69	0.0111	164	0.0009	63	0.0011
74	0.0029	201	0.0009	69	0.0040
78	0.0048	270	0.0051	78	0.0008
84	0.0033	298	0.0021	94	0.0020
90	0.0052	364	0.0099	98	0.0013
93	0.0034	375	0.0019	101	0.0025
123	0.0083	394	0.0073	104	0.0014
160	0.0041	418	0.0027	111	0.0024
207	0.0055	500	0.0016	114	0.0014
224	0.0139	1.62 g_{rms}		117	0.0020
245	0.0031			121	0.0012
276	0.0129			139	0.0024
287	0.0036			155	0.0021
353	0.0027			161	0.0034
375	0.0049			205	0.0042
500	0.0010			247	0.0303
2.20 g_{rms}				257	0.0027
				293	0.0092
				330	0.0116
				353	0.0231
				379	0.0083
				427	0.0220
				500	0.0014
				2.05 g_{rms}	

表 C.8　图 C.6 的拐点

C−5			KC−10			C/CK−135，E/KE−3			C−17		
Hz	g^2/Hz	dB/Oct	Hz	g^2/Hz	dB/Oct	Hz	g^2/Hz	dB/Oct	Hz	g^2/Hz	dB/Oct
15	0.003		15	0.0038		10	0.002		5	0.005	
1 000	0.003		1 000	0.0038		66.897	0.002		66.897	0.005	
		−6			−6			6			6
2 000	7.5E−4		2000	9.5E−4		150	0.01		150	0.025	
rms=2.11g			rms=2.38g			500	0.01		500	0.025	
								−6			−6
						2 000	6.3E−4		2000	1.6E−3	
						rms=2.80g			rms=4.43g		
C−141			T−43(737)			一般暴露					
15	0.002		10	0.015		15	0.01				
39.086	0.002		20	0.015		105.94	0.01				
		4			−9			6			
300	0.03		34.263	0.003		150	0.02		注：C−17 的量级适用于主货舱底板。在后面斜面上运输的货物的振动量级会高一些。		
700	0.03		46.698	0.003		500	0.02				
		−9			9			−6			
2 000	0.0013		80	0.015		2 000	1.3E−3				
rms=5.01g			500	0.015		rms=4.02g					
					−6						
			2 000	9.5E−4							
			rms=3.54g								

表 C.9　安装在舰船上设备的振动试验量值

分类	分区	试验参数		
		频率 Hz	位移 mm	加速度 m/s^2
水面舰船 和潜艇	主体区	1～16 16～60	1.0	10
高速柴油机 快艇		10～35 35～160	0.5	25
各类舰艇	桅杆区	2～10 10～16 16～50	2.5 1.0	10
	往复机上及与往复机直接相连的设备	2～25 25～100	1.6	40

注 1：桅杆区是指桅杆等部位，主体区是桅杆区、往复机上以外的其他各部位。
注 2：如果已知设备仅安装在特定的舰船上，则试验上限频率一般为该舰船最高桨叶频率(螺旋桨每分钟最高转速×螺旋桨叶片数÷60)；若有特殊要求，由有关标准、规范或订货合同规定。

C.3 图

本附录给出了下列图：

a) 图 C.1：高速公路卡车振动环境；
b) 图 C.2：组合式双轮拖车振动环境；
c) 图 C.3：组合轮式车辆振动环境；
d) 图 C.4：履带车典型谱型；
e) 图 C.5：散货件货物试验装置；
f) 图 C.6：喷气式飞机货物振动环境；
g) 图 C.7：铁路货物振动环境；
h) 图 C.8：喷气式飞机振动环境；
i) 图 C.9：螺旋桨飞机振动环境；
j) 图 C.10：直升机振动环境；
k) 图 C.11：直升机振动分区；
l) 图 C.12：喷气式飞机外挂振动响应；
m) 图 C.13：喷气式飞机外挂抖振响应；
n) 图 C.14：喷气式飞机外挂设备振动环境；
o) 图 C.15：舰船随机振动环境；
p) 图 C.16：涡轮发动机振动环境；
q) 图 C.17：通用低限完整性振动试验环境；
r) 图 C.18：直升机低限完整性振动试验环境。

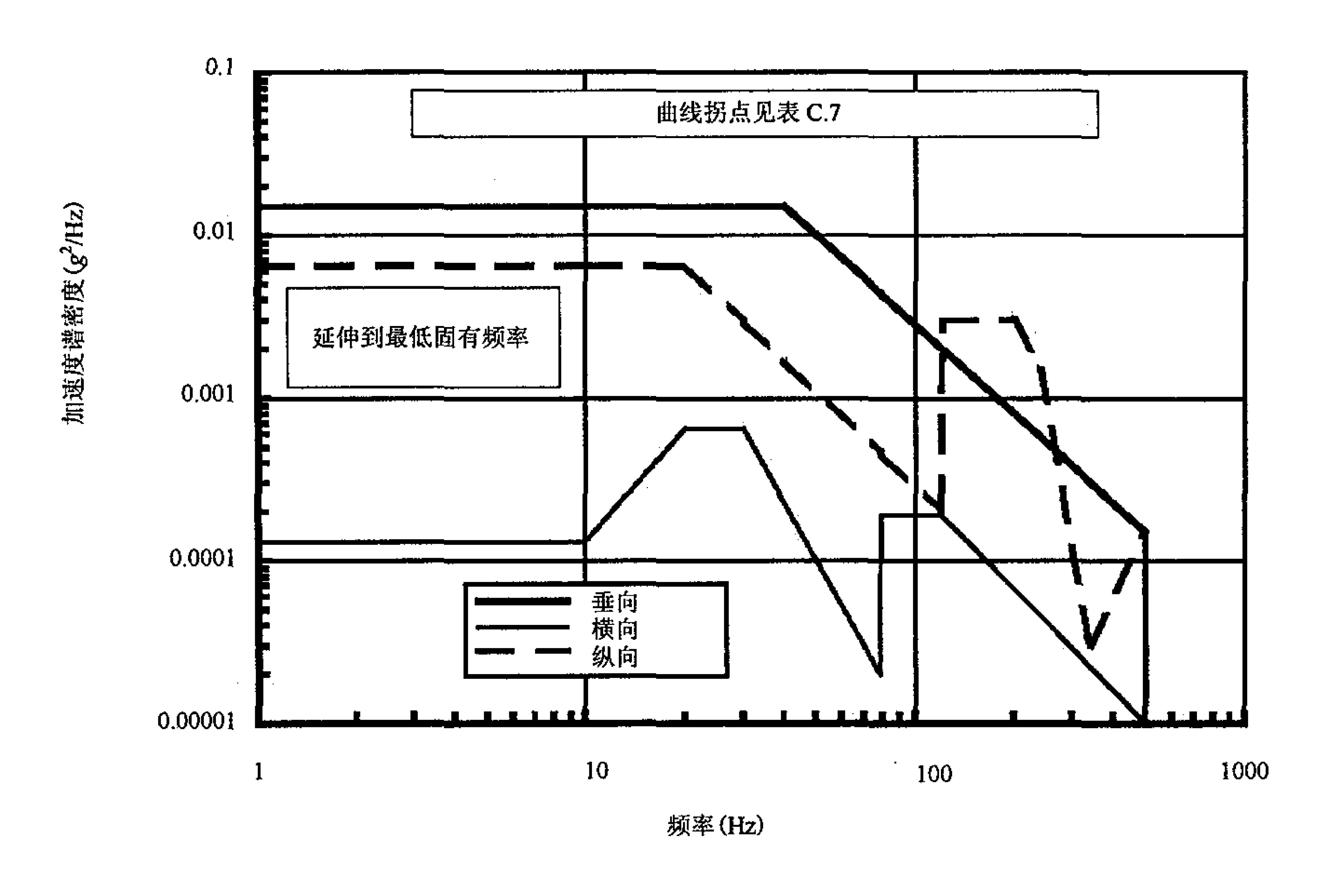


图 C.1 高速公路卡车振动环境

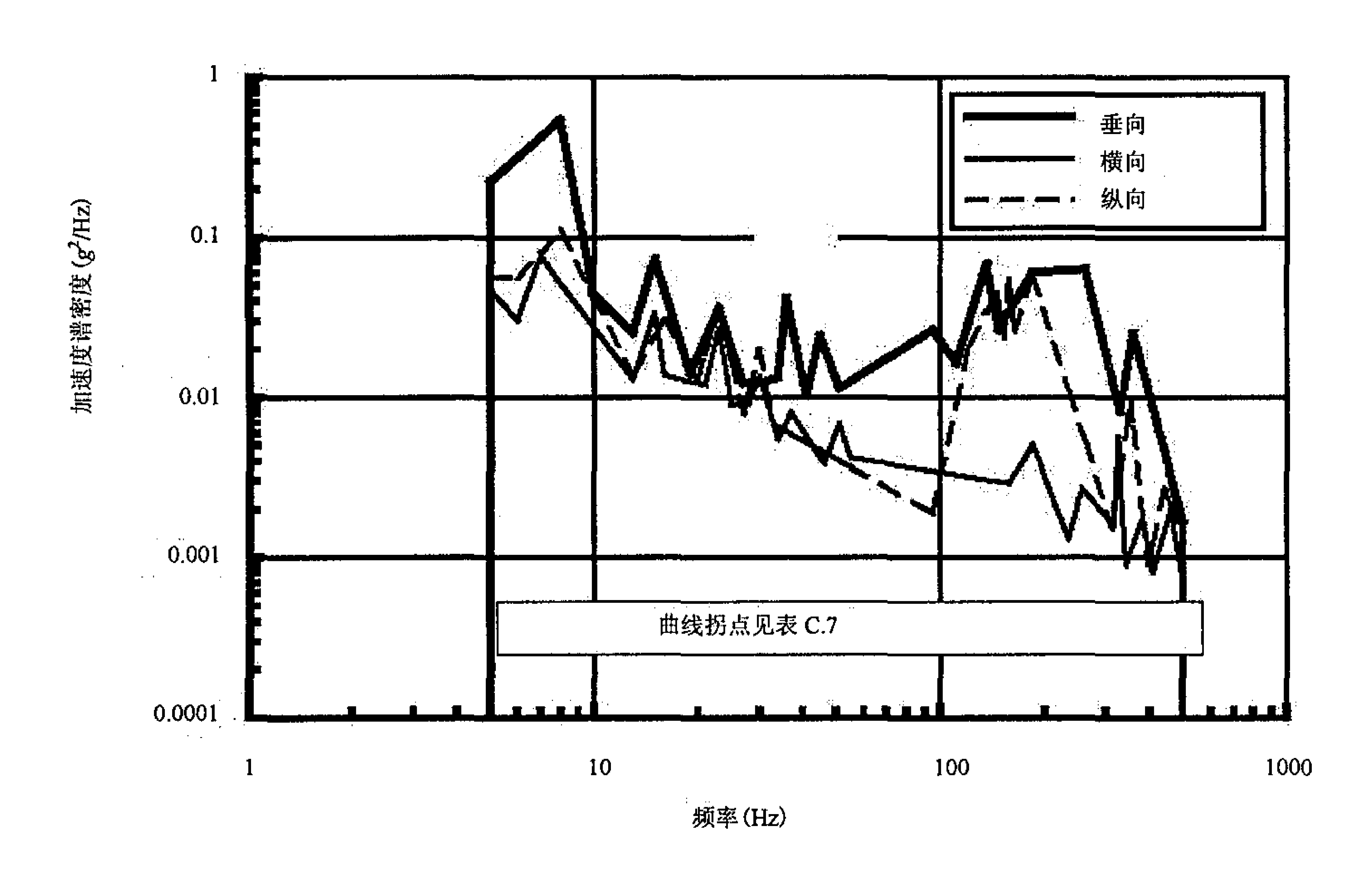


图 C.2 组合式双轮拖车振动环境

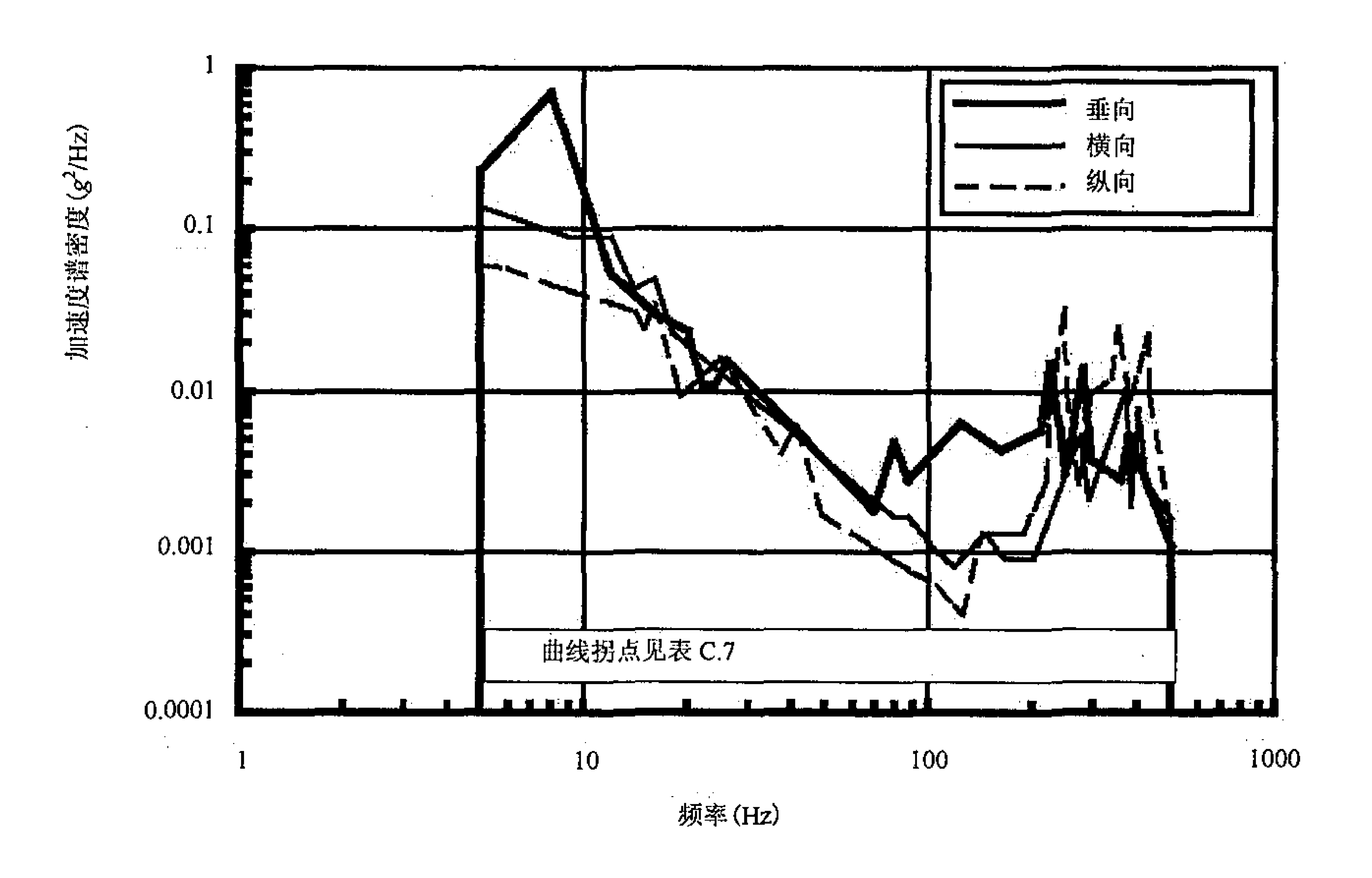


图 C.3　组合轮式车辆振动环境

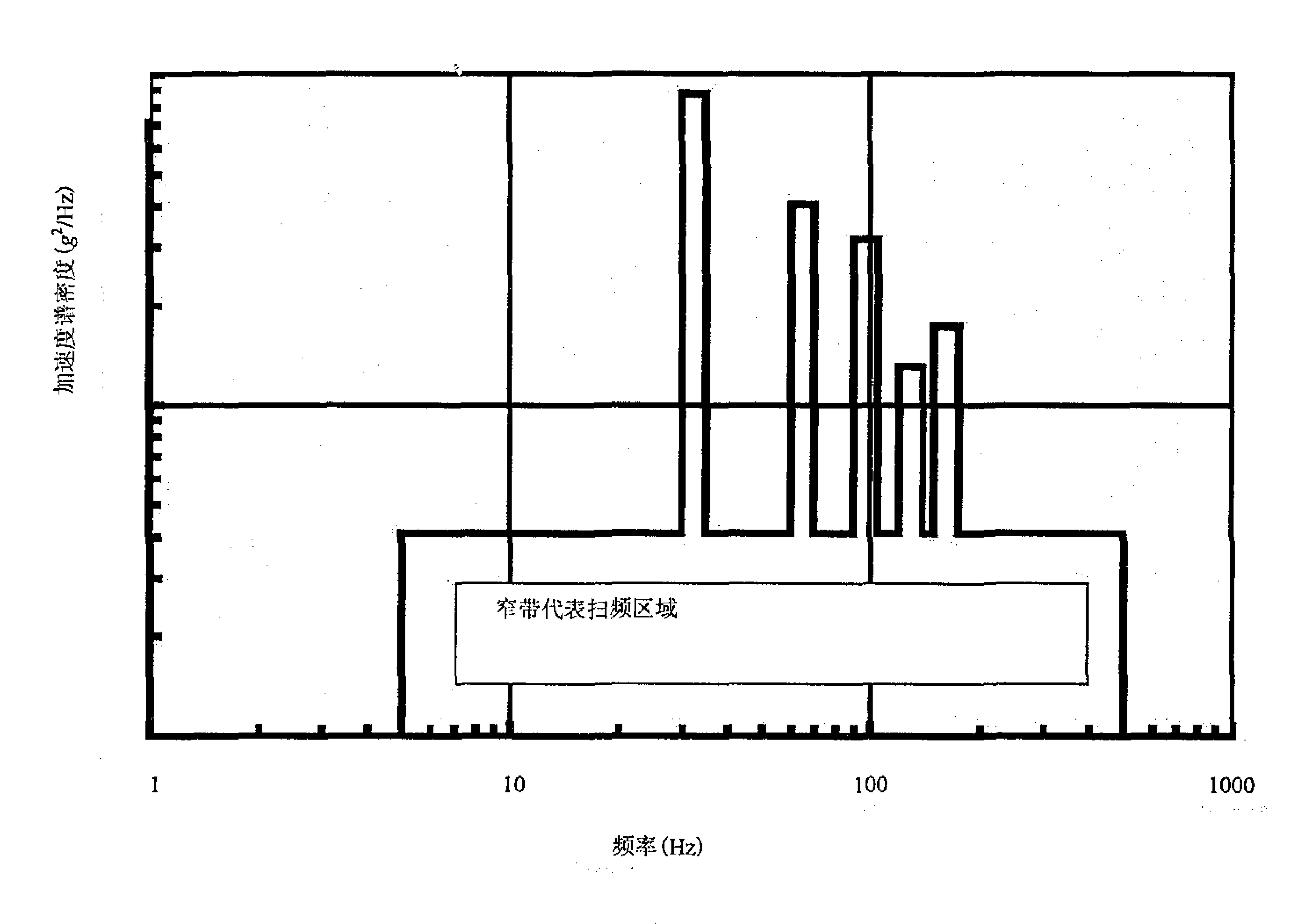


图 C.4　履带车典型谱型

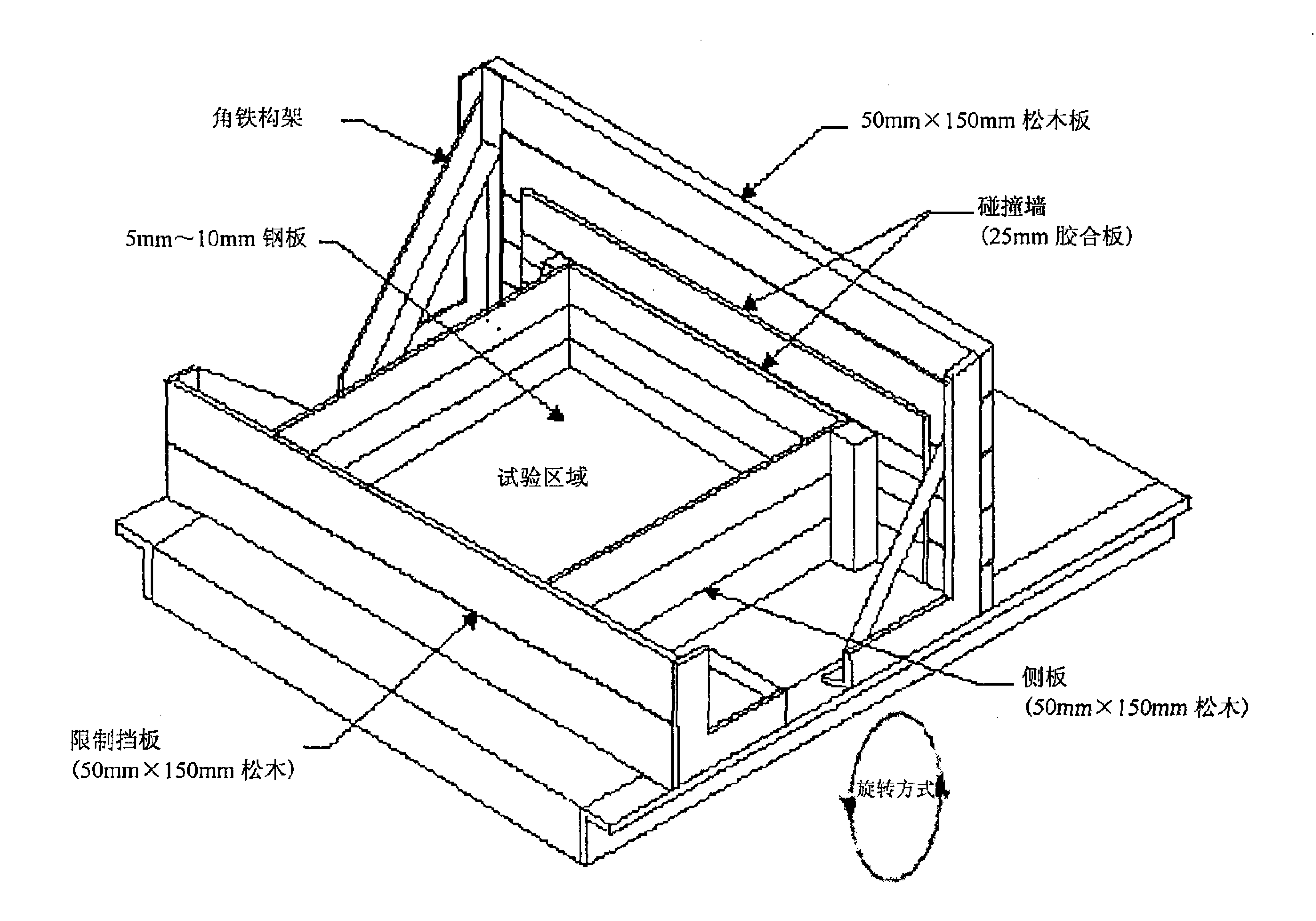


图 C.5　散货件货物试验装置

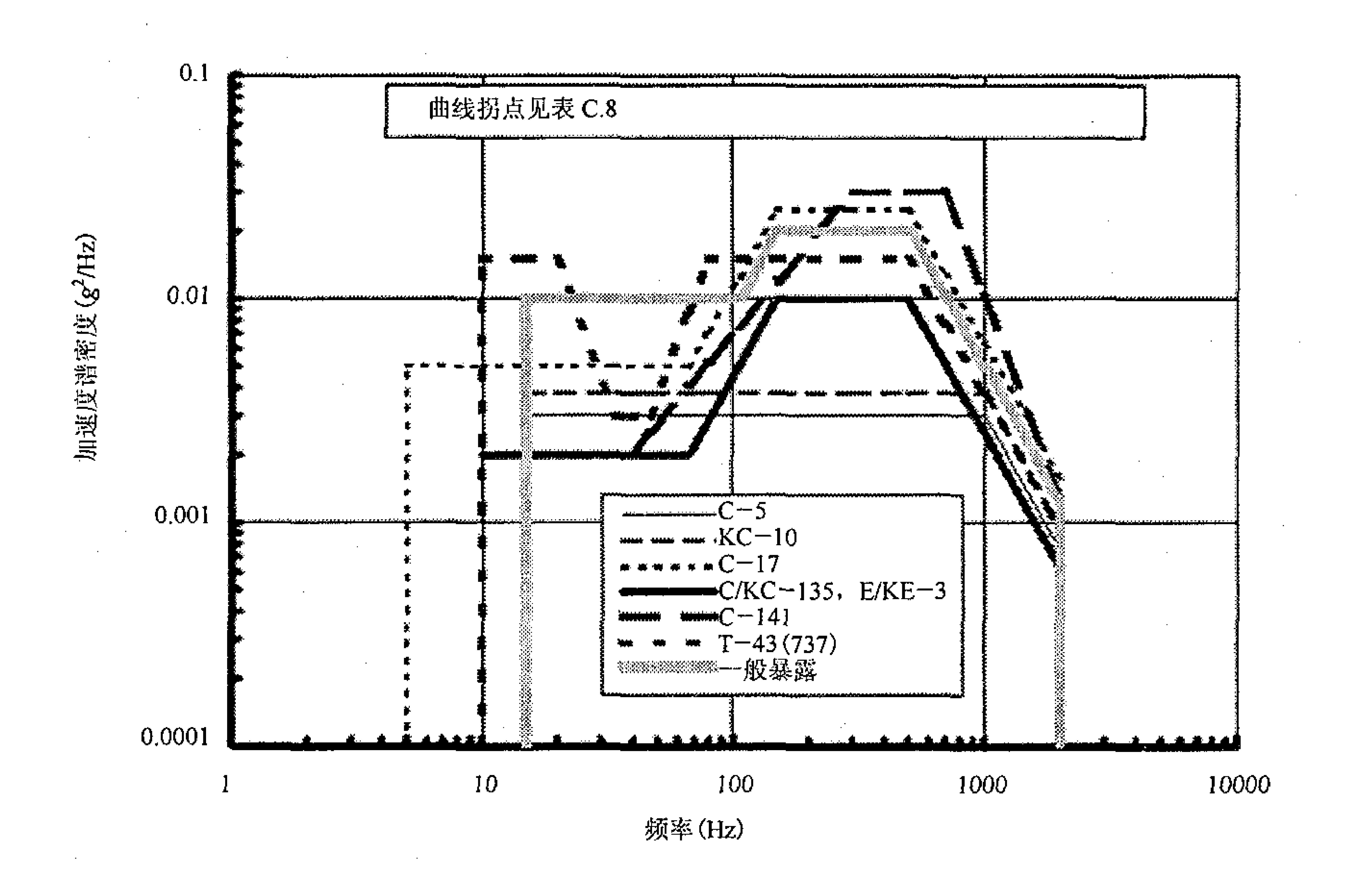


图 C.6　喷气式飞机货物振动环境

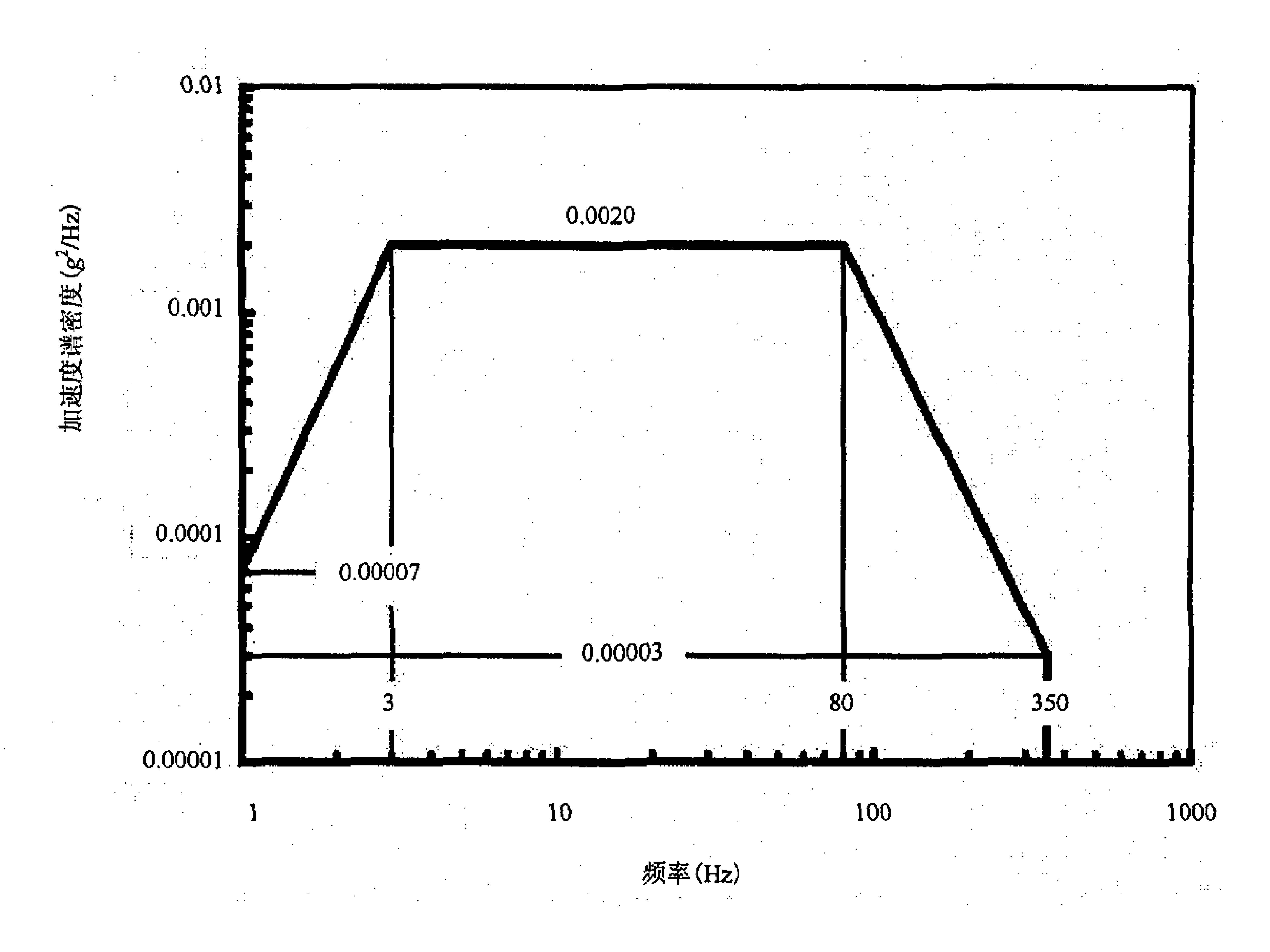


图 C.7　铁路货物振动环境

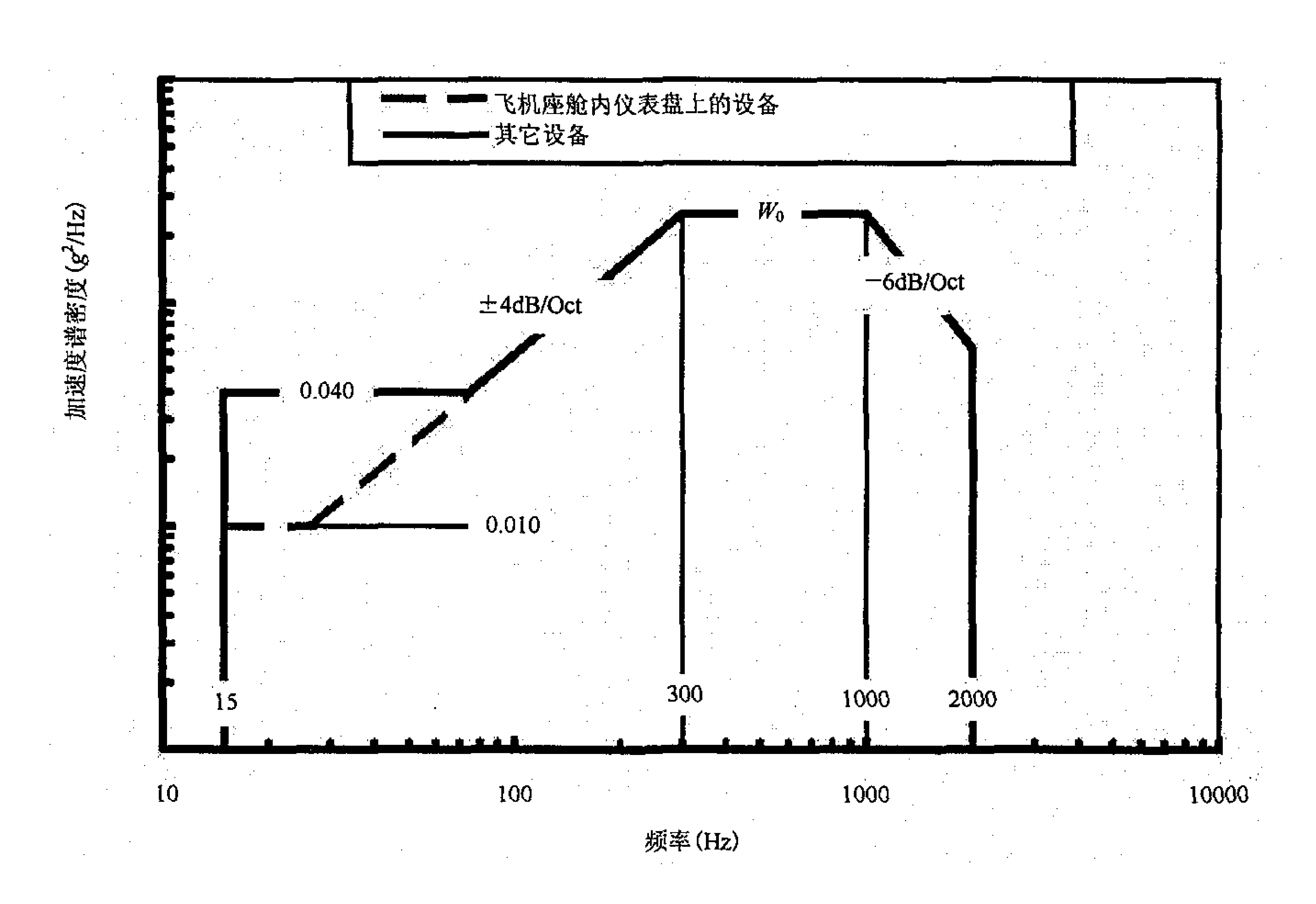


图 C.8　喷气式飞机振动环境

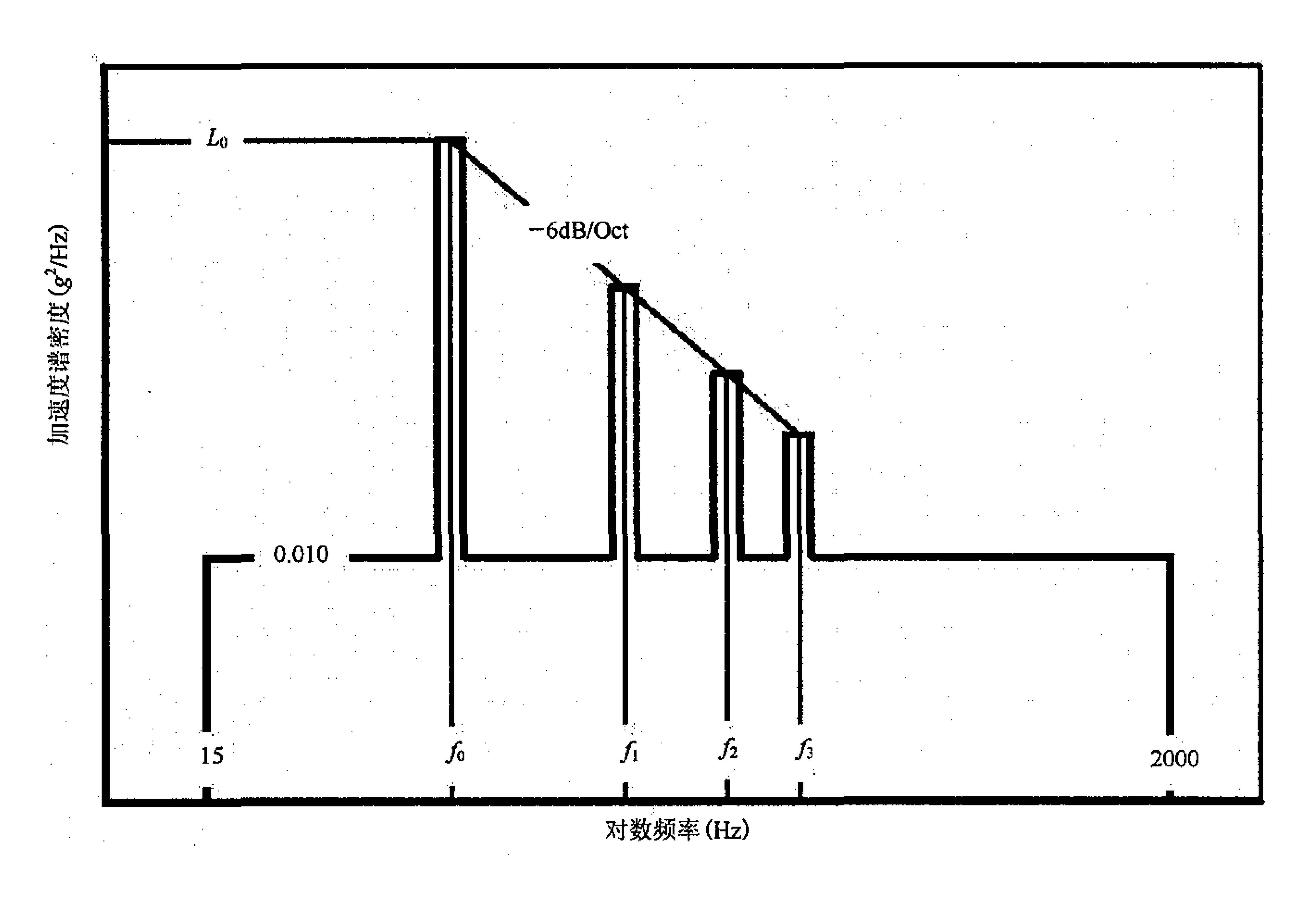


图 C.9 螺旋桨飞机振动环境

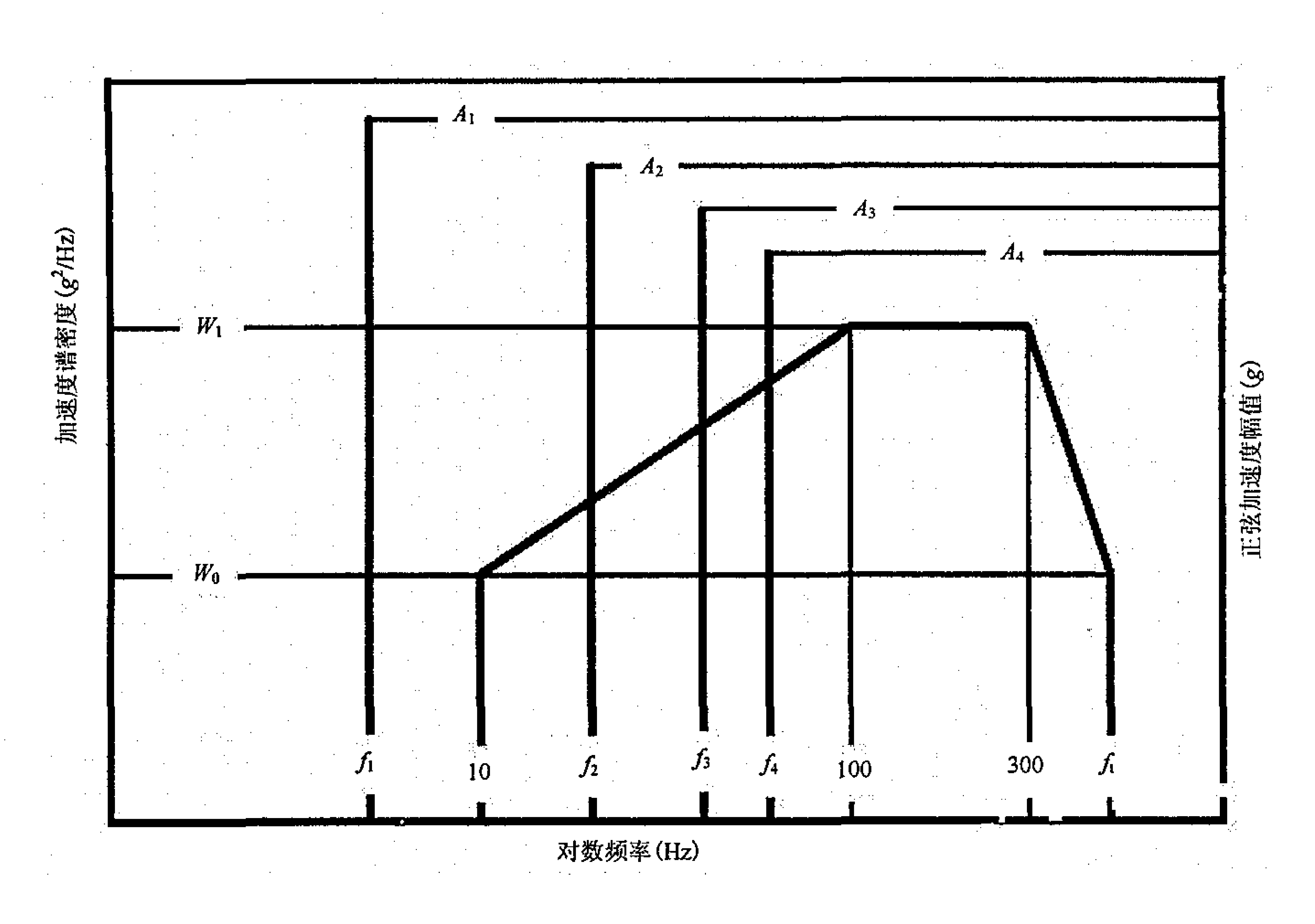


图 C.10 直升机振动环境

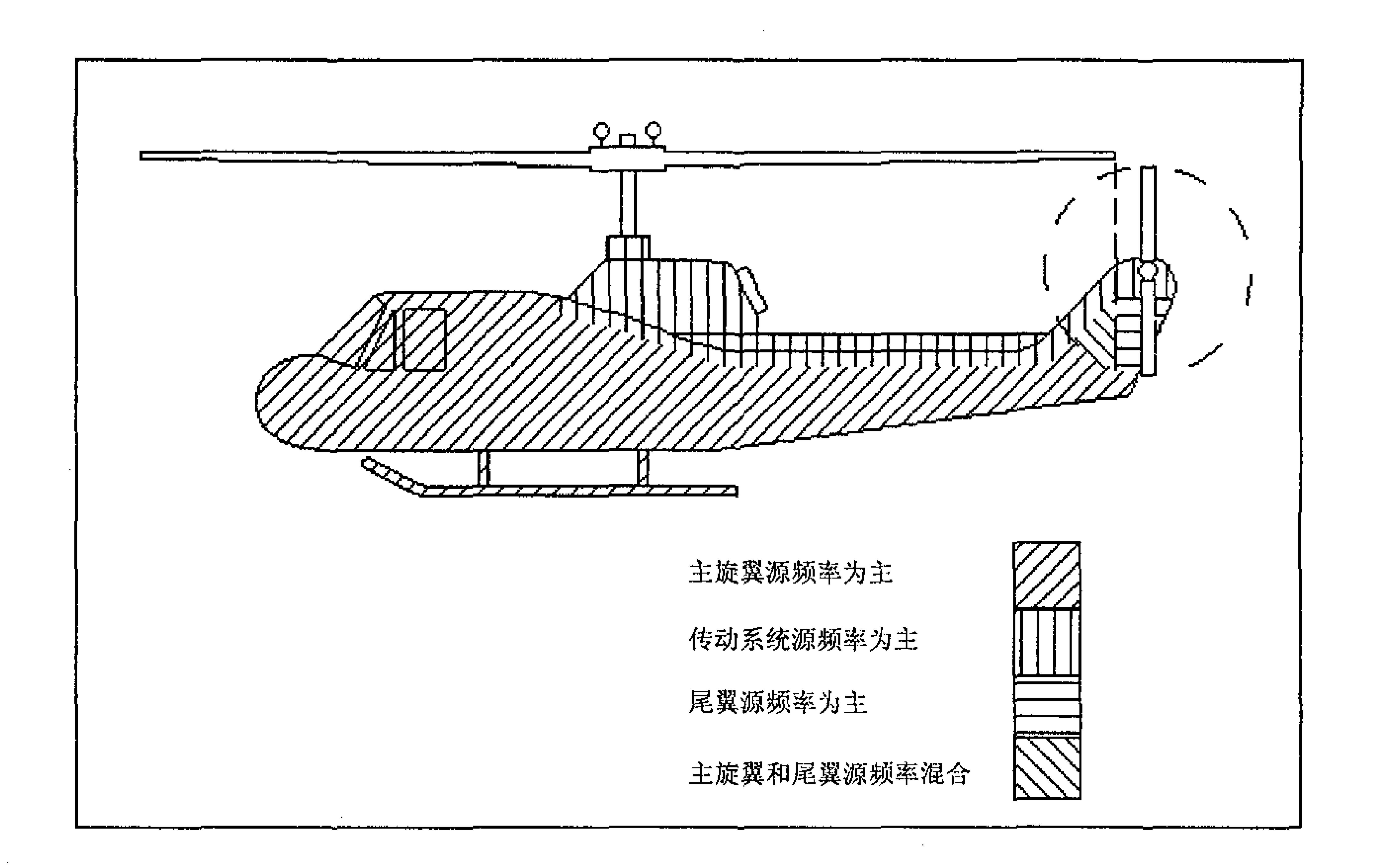


图 C.11　直升机振动分区

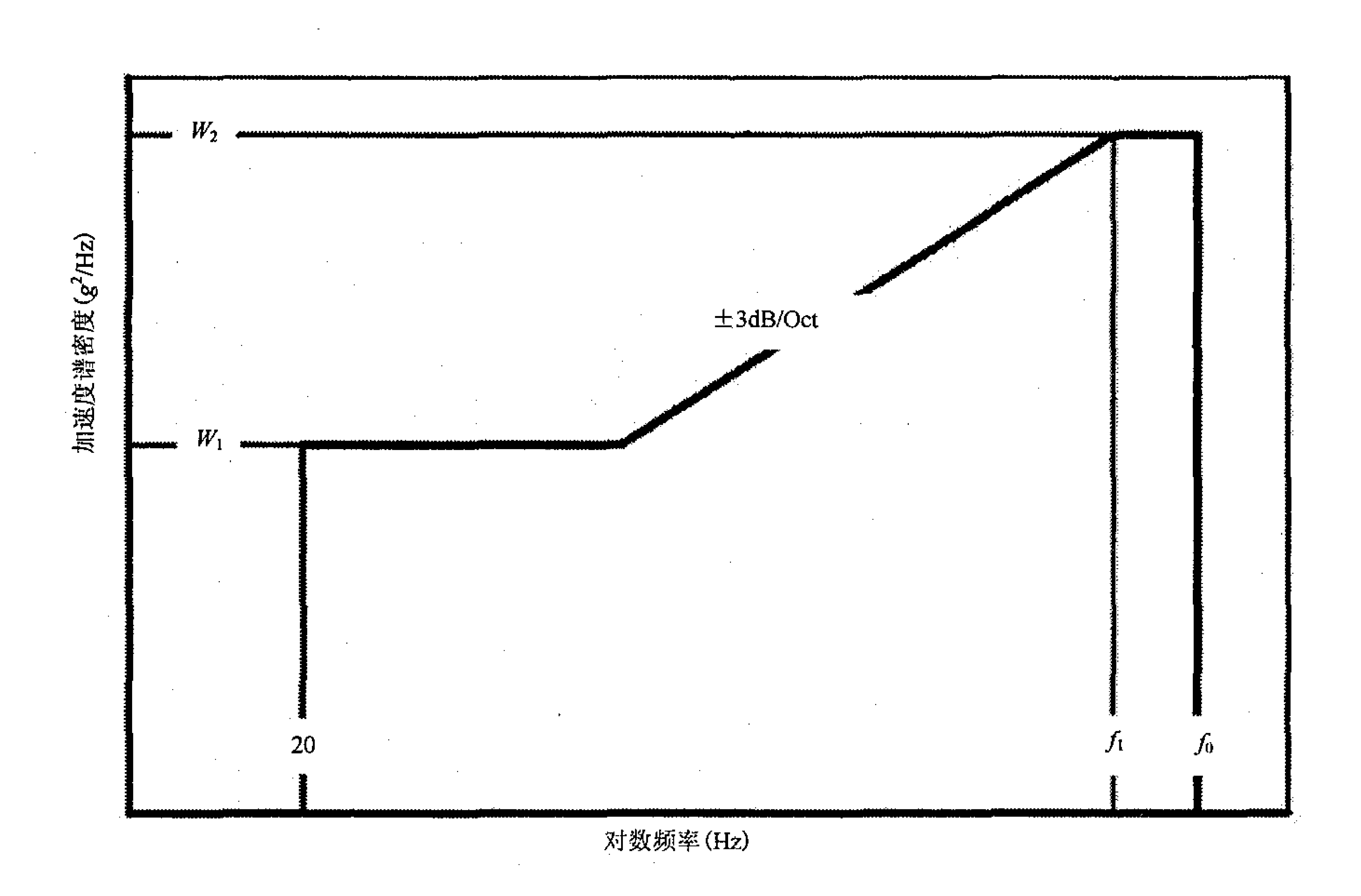


图 C.12　喷气式飞机外挂振动响应

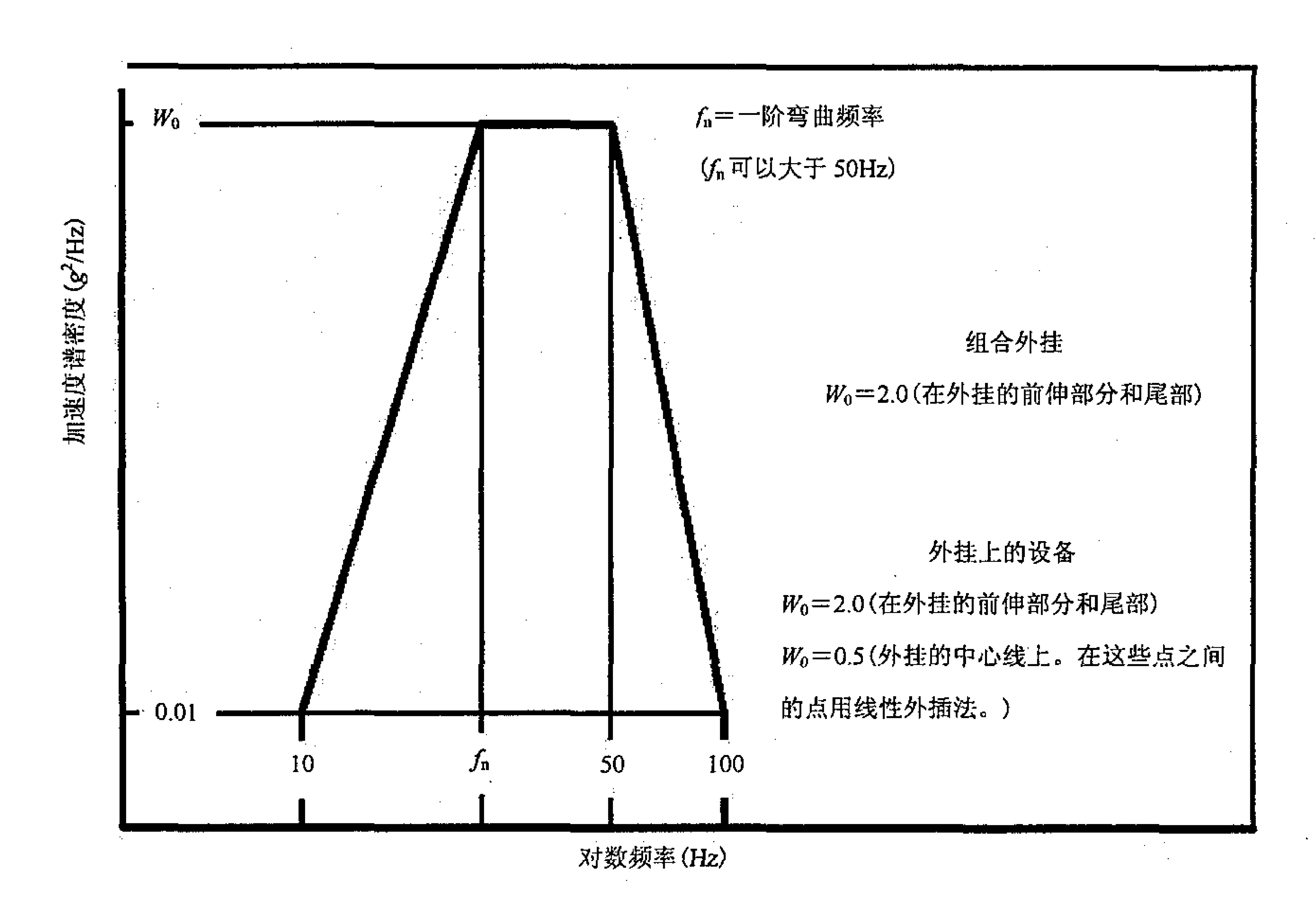


图 C.13　喷气式飞机外挂抖振响应

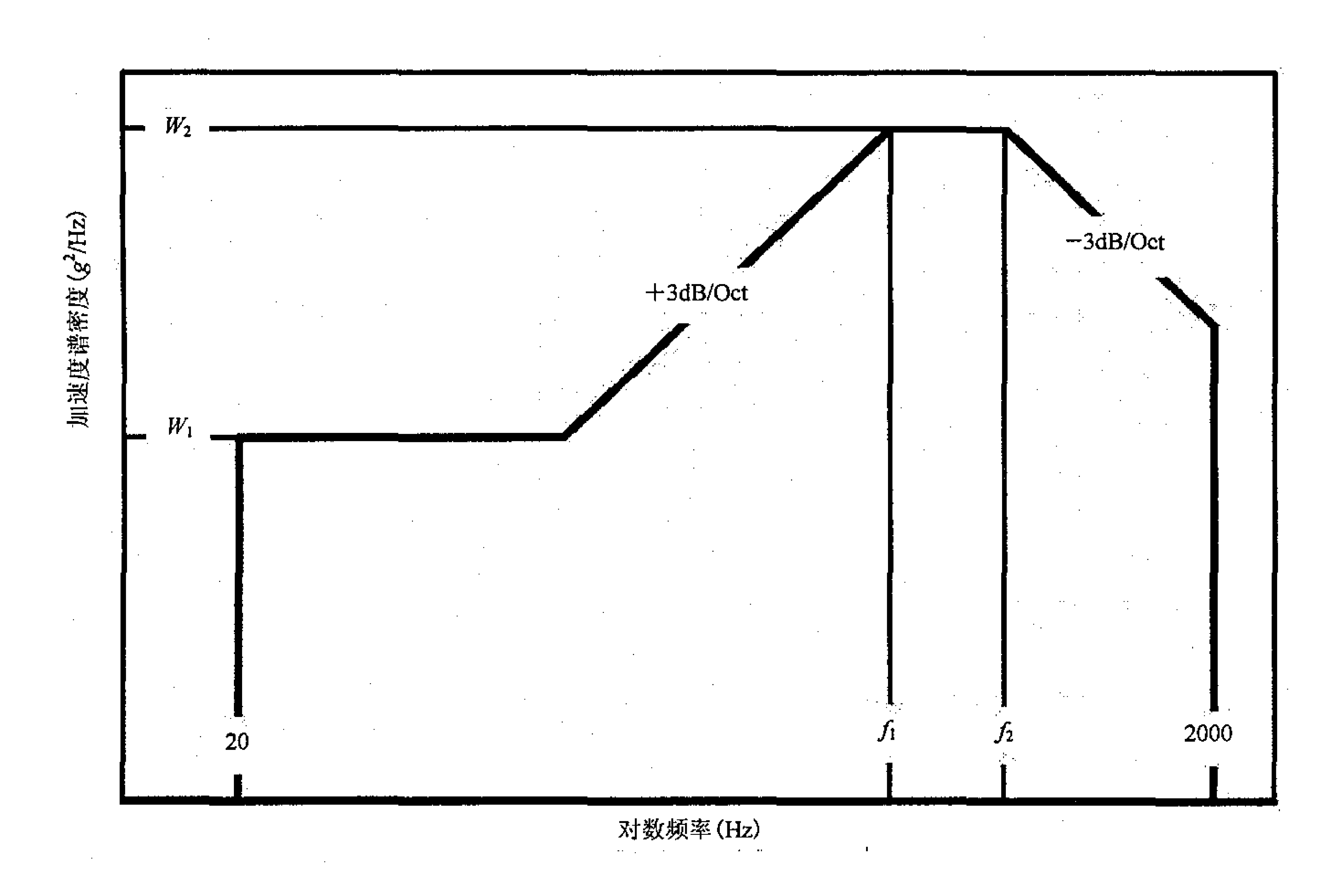


图 C.14　喷气式飞机外挂设备振动环境

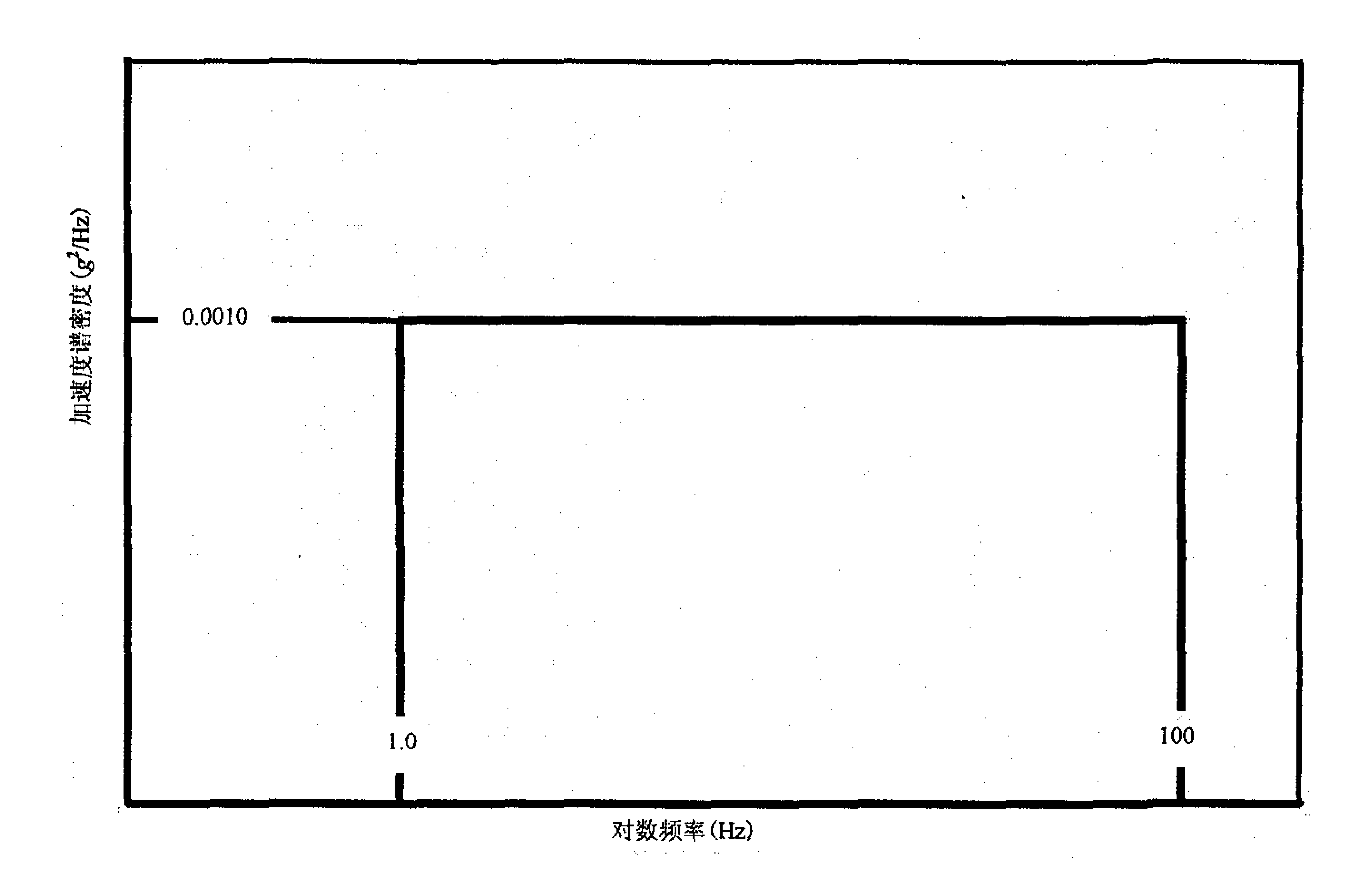


图 C.15　舰船随机振动环境

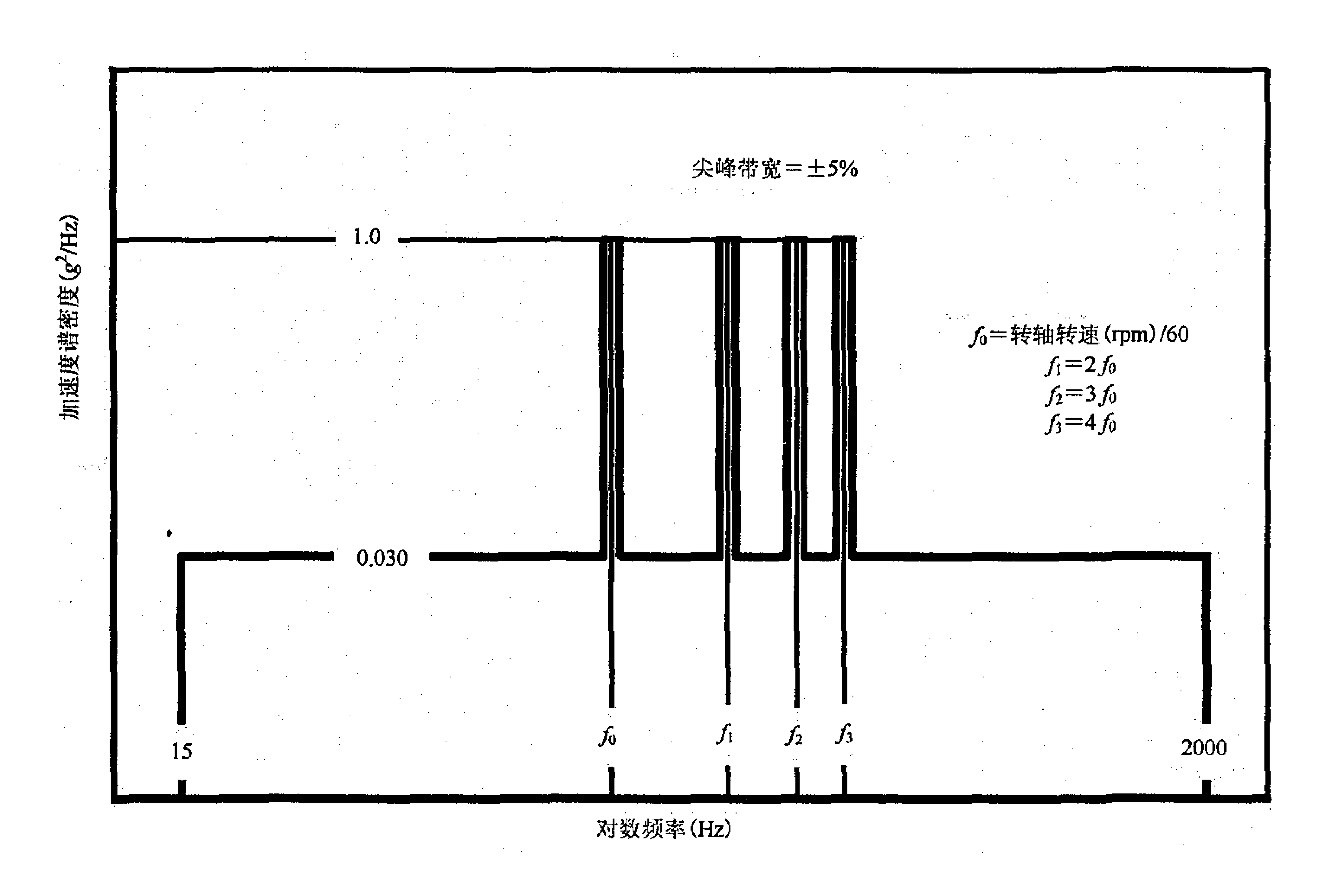


图 C.16　涡轮发动机振动环境

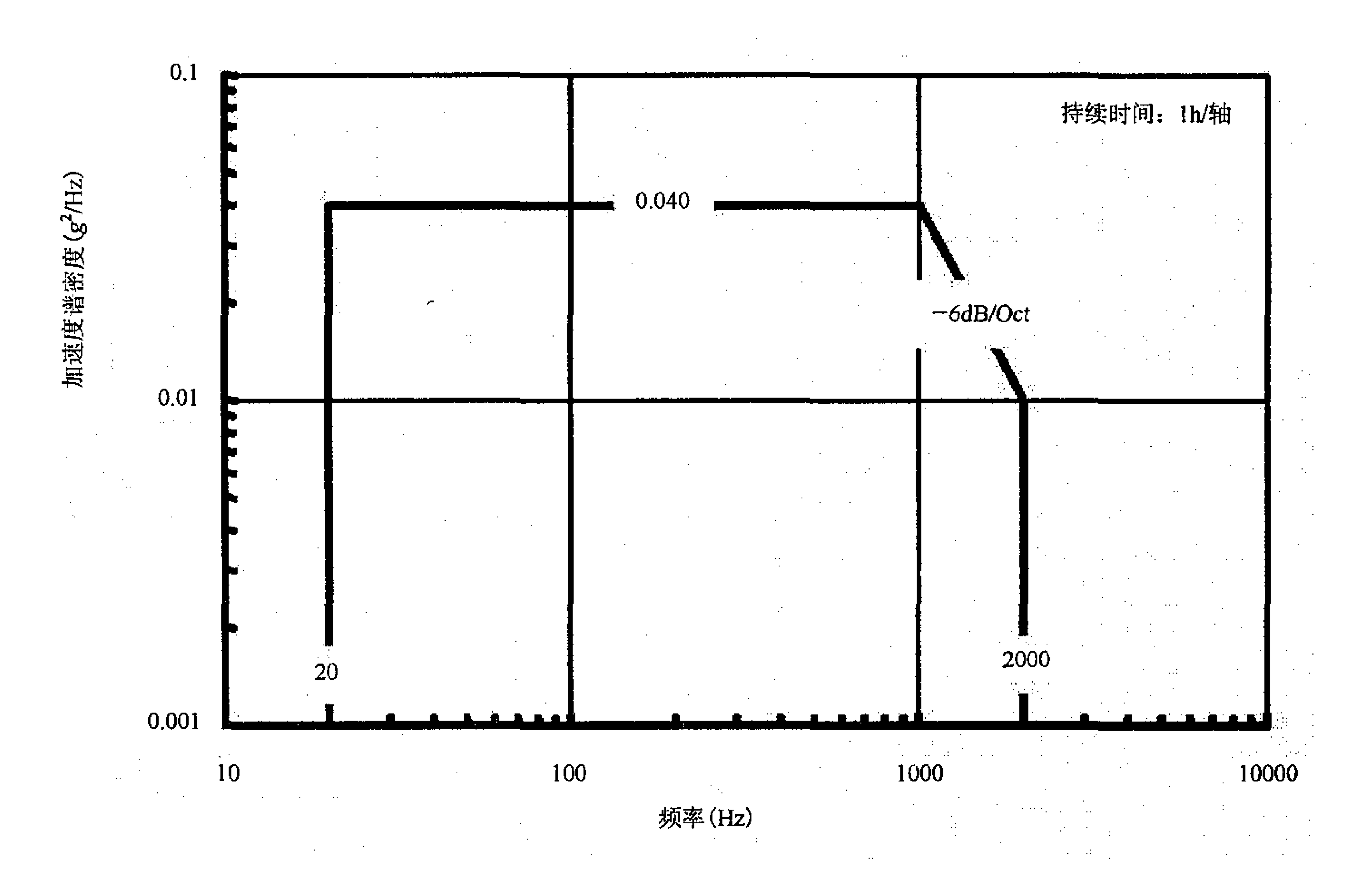


图 C.17　通用低限完整性振动试验环境

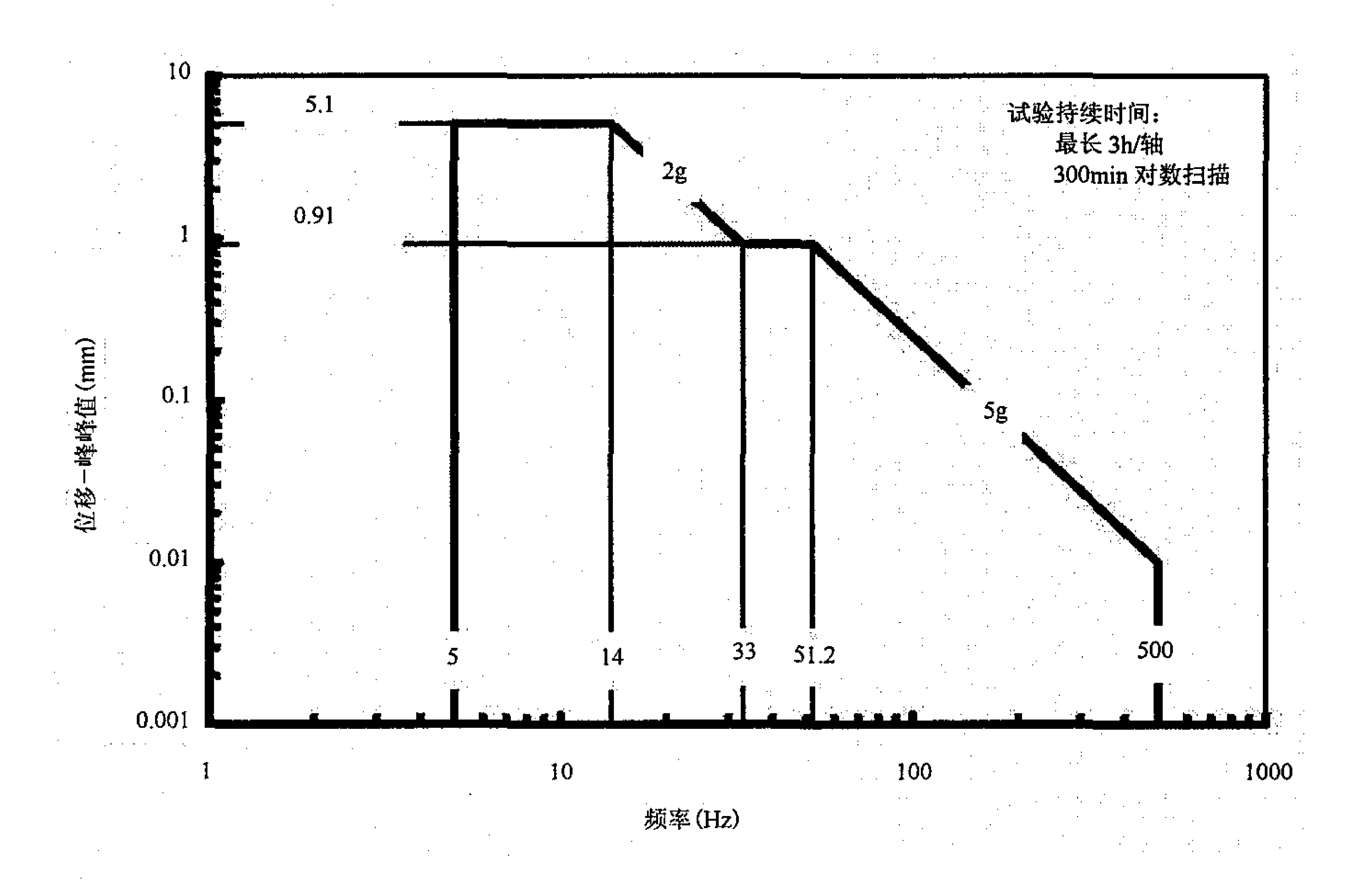


图 C.18　直升机低限完整性振动试验环境

附 录 D
（资料性附录）
履带车运输振动环境数据

D.1 目的

由于图 C.4 没有相应的数据，应根据陆军装备寿命期历程进行实测，以获得相应的试验量值数据。如没有实测数据，可参考表 D.1～表 D.12 的振动试验量值。

D.2 数据

表 D.1 是与图 C.4 对应的 M548 履带车运货底板的振动环境数据。该数据是根据车辆在铺砌路上以各种速度行驶测量结果得到的，它是履带车运输环境的典型代表。

表 D.1 主要用于野战任务运输中的用履带车(如 M548 型履带等)型车辆运输紧固货物的环境(见表 C.1)每 26km，每个轴向试验时间为 1.0h。如表 D.1 中的 V01 试验段～V05 试验段。每个试验段试验时间为 12min，五个试验段总共的试验时间为 1.0h，代表垂直轴向的试验时间。横侧轴向和纵侧轴向也类似。每个轴向都做完 1.0h 的试验，意味着该设备若用 M548 型履带车运输，则完成了 26km 里程的运输环境的模拟。

表 D.2～表 D.7 是与图 C.4 对应的弹药在履带车上装载的振动试验量值。

表 D.8～表 D.12 是与图 C.4 对应的安装在各种履带车指定位置设备的振动试验量值。

表 D.2～表 D.12 中的试验段。V 代表垂直轴向，T 代表横侧轴向，L 代表纵向轴向，以下类同。“试验段”定义为一个或几个车速的振动环境，并保证在给定试验段内的车速不重叠。

表 D.2～表 D.12 的扫描次数。是指在每个试验段内扫描(循环)次数，如表 D.2 中 V01，垂直轴向第一个试验段，扫描次数为 4，意思是在 56.25min 中(每个试验段的扫描时间)要扫描(循环)4 次，则每次扫描的时间为 1/4×56.25min。这个时间一旦确定，则扫描速率也就是确定了。

表 D.2～表 D.12 中放大因子。是因为从表 D.2～表 D.12 都考虑了加速试验。放大因子表示对试验量值的放大倍数，如表 D.2 中放大因子为 2.0，意思是，当将表 D.2 中的试验量值加大到 2 倍时，那么，每运输 8000km 相对应的试验时间仅为 225min。此时，对应的运输车辆为 MIAI WEGMANN 类型的坦克车。对应的环境是 120mm 弹药在该类车型上装载时的振动环境。

表 D.1　履带车固紧货物的窄带随机振动程序数据

			窄带 1			窄带 2			窄带 3			窄带 4			窄带 5		
试验段	5Hz～500Hz底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz
垂直轴向(每个试验段 12min)																	
V01	0.0041	2	30～35	0.0876	3	60～70	0.0405	6	90～105	0.0319	9	120～140	0.0131	12	150～175	1.0173	15
V02	0.0024	2	41～47	0.0686	3	82～94	0.0759	6	123～141	0.0073	9	164～188	0.0090	12	205～235	1.0173	15
V03	0.0059	1	53～65	0.1480	6	106～130	0.0090	12	159～195	0.0717	18	212～260	0.0363	24	265～325	1.0655	30
V04	0.0043	1	71～88	0.1389	9	142～176	0.0942	18	213～264	0.0873	27	284～352	0.0378	36	355～440	0.0078	45
V05	0.0068	1	94～112	1.6288	9	188～224	0.7682	18	282～336	0.0787	27	376～448	0.0228	36	—	—	—
横轴向(每个试验段 12min)																	
T01	0.0020	2	30～35	0.0220	3	60～70	0.0300	6	90～105	0.0151	9	120～140	0.0073	12	150～175	0.0050	15
T02	0.0016	2	41～47	0.0223	3	82～94	0.0212	6	123～141	0.0105	9	164～188	0.0089	12	205～235	0.0174	15
T03	0.0054	1	53～65	0.0716	6	106～130	0.0325	12	159～195	0.0238	18	212～260	0.0123	24	265～325	0.0153	30
T04	0.0039	1	71～88	0.0722	9	142～176	0.1480	18	213～264	0.0483	27	284～352	0.0077	36	—	—	—
T05	0.0032	1	94～112	0.2826	9	188～224	0.1750	18	282～336	0.0360	27	376～448	0.0127	36	—	—	—
纵轴向(每个试验段 12min)																	
L01	0.0031	2	30～35	0.0257	3	60～70	0.0182	6	90～105	0.0074	9	120～140	0.0116	12	150～175	0.0084	15
L02	0.0016	3	41～47	0.0100	3	82～94	0.0155	6	—	—	—	—	—	—	—	—	—
L03	0.0051	1	53～65	0.0559	6	106～130	0.0306	12	159～195	0.0177	18	212～260	0.0223	24	265～325	0.0204	30
L04	0.0038	1	71～82	1.0722	9	142～176	0.0128	18	213～264	0.0400	27	284～352	0.0284	36	355～440	0.0132	45
L05	0.0047	1	94～112	1.2826	9	188～224	0.1501	18	282～336	0.0582	27	376～448	0.0208	36	—	—	—
每个轴向试验持续时间：每 25km 为 1 小时。																	

表 D. 2　在 M1A1 坦克 WEGMANN 车体弹架上运输 120mm 弹药的宽带加窄带随机振动程序数据

			窄带 1			窄带 2			窄带 3			窄带 4			窄带 5		
试验段	5Hz～500Hz 底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz
垂直轴向(每个试验段 56.25min)																	
V01	0.0021	4	33～41	0.0037	4	66～82	0.0098	8	99～123	0.0044	16	132～164	0.0084	16	165～205	0.0072	20
V02	0.0028	2	46～56	0.0219	5	91～112	0.0091	10	138～168	0.0779	20	184～224	0.0173	20	230～280	0.0081	25
V03	0.0029	2	60～74	0.0340	7	120～148	0.0217	14	180～222	0.0364	28	240～296	0.0111	28	300～370	0.0058	35
V04	0.0034	2	80～100	0.0050	10	160～200	0.1093	20	240～300	0.0413	40	320～400	0.0150	40	400～500	0.0163	50
横轴向(每个试验段 56.25min)																	
T01	0.0024	4	33～41	0.0179	4	66～82	0.00050	8	132～164	0.0052	16	165～205	0.0118	20	—	—	—
T02	0.0028	4	46～56	0.0246	5	91～112	0.0106	10	138～168	0.0917	15	184～224	0.0300	20	—	—	—
T03	0.0029	2	60～74	0.0239	7	120～148	0.0321	14	180～222	0.0531	21	240～296	0.0088	28	300～370	0.0050	35
T04	0.0031	2	80～100	0.0671	10	160～200	0.1627	20	240～300	0.0310	30	320～400	0.0163	40	400～500	0.00081	50
纵轴向(每个试验段 56.25min)																	
L01	0.0020	4	33～41	0.0106	4	66～82	0.0032	8	132～164	0.0037	16	165～205	0.0086	20	—	—	—
L02	0.0021	4	46～56	0.0223	5	91～112	0.0066	10	138～168	0.0575	15	184～224	0.0223	20	—	—	—
L03	0.0024	2	60～74	0.0195	7	120～148	0.0235	14	180～222	0.0396	21	240～296	0.0056	28	300～370	0.0034	35
L04	0.0026	2	80～100	0.0444	10	160～200	0.1546	20	240～300	0.0245	30	320～400	0.0091	40	400～500	0.0069	50

放大因子 2.0。
每个轴向试验持续时间：每 8000km 为 225min。

表 D.3　在 M1 坦克车体弹架上运输的 105mm 弹药的宽带加窄带随机振动程序数据

试验段	5Hz～500Hz 底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	窄带 1			窄带 2			窄带 3			窄带 4			窄带 5		
			带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz
垂直轴向(每个试验段 45min)																	
V01	0.0014	6	23～28	0.0058	3	83～56	0.0143	6	69～84	0.0066	9	92～112	0.0050	12	115～140	0.0183	15
V02	0.0020	2	33～41	0.0400	4	66～82	0.0172	8	99～123	0.0084	12	132～164	0.0130	16	165～205	0.0091	20
V03	0.0018	2	46～56	0.0349	5	92～112	0.0257	10	138～168	0.0371	15	184～224	0.0182	20	230～280	0.0111	25
V04	0.0026	2	60～74	0.2218	7	120～148	0.2574	14	180～222	0.0894	21	240～296	0.0257	28	300～370	0.0062	35
V05	0.0037	2	79～97	0.3746	9	158～194	0.3076	18	237～291	0.0734	27	316～388	0.0492	36	395～485	0.0052	45
横轴向(每个试验段 45min)																	
T01	0.0009	4	14～28	0.0103	7	28～59	0.0059	14	—	—	—	—	—	—	—	—	—
T02	0.0012	2	33～41	0.0337	4	66～82	0.0050	8	99～123	0.0030	12	132～146	0.0050	16	165～205	0.0046	20
T03	0.0013	2	46～56	0.0299	5	92～112	0.0175	10	138～168	0.0101	15	184～224	0.0086	20	230～280	0.0028	25
T04	0.0020	2	60～74	0.0701	7	120～148	0.0956	14	180～222	0.0349	21	240～296	0.0224	28	300～370	0.0056	35
T05	0.0039	2	79～97	0.1227	9	158～194	0.1330	18	237～291	0.0457	27	316～388	0.0625	36	395～485	0.0081	45
纵轴向(每个试验段 45min)																	
L01	0.0015	4	14～28	0.0101	7	28～56	0.0042	14	—	—	—	—	—	—	—	—	—
L02	0.0019	2	33～41	0.0278	4	66～82	0.0046	8	99～123	0.0036	12	132～164	0.0076	16	165～205	0.0100	20
L03	0.0020	2	46～56	0.0278	5	92～112	0.0217	10	138～168	0.0131	15	184～224	0.0275	20	230～280	0.0088	25
L04	0.0031	2	60～74	0.0558	7	120～148	0.1020	14	180～222	0.0432	21	240～296	0.0520	28	300～370	0.0617	35
L05	0.0045	2	79～97	0.2687	9	158～194	0.1249	18	237～291	0.0862	27	316～388	0.1426	36	395～485	0.0466	45

放大因子 2.0。
每个轴向试验持续时间：每 8000km 为 225min。

表 D.4　在 M109A3 自行榴弹炮裙撑弹架上运输 155mm 弹丸宽带加窄带随机振动程序数据

			窄带 1			窄带 2			窄带 3			窄带 4			窄带 5		
试验段	5Hz～500Hz 底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz
垂直轴向(每个试验段 47.8min)																	
V01	0.0030	4	24～42	0.0976	9	48～84	0.0361	18	—	—	—	—	—	—	—	—	—
V02	0.0069	3	48～60	0.5202	6	96～120	0.2647	12	144～180	0.0334	18	192～240	0.0219	24	—	—	—
V03	0.0157	2	66～84	0.3852	9	132～168	0.4237	18	198～252	0.1074	27	264～336	0.0249	36	—	—	—
V04	0.0131	2	90～108	0.1846	9	180～216	0.0669	18	270～324	0.0300	27	—	—	—	—	—	—
横轴向(每个试验段 47.8min)																	
T01	0.0020	8	18～36	0.0948	9	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
T02	0.0044	6	42～54	0.2153	6	84～108	0.0366	12	—	—	—	—	—	—	—	—	—
T03	0.0074	2	63～78	0.1563	8	126～156	0.0300	16	186～234	0.0241	24	252～312	0.0118	32	315～390	0.0169	40
T04	0.0106	2	84～108	0.1175	12	168～216	0.0239	24	252～324	0.0290	36	336～432	0.0349	48	—	—	—
纵轴向(每个试验段 47.8min)																	
L01	0.0051	12	18～24	0.0843	3	36～48	0.2108	6	—	—	—	—	—	—	—	—	—
L02	0.0027	3	36～48	0.1764	6	72～96	0.0420	12	108～144	0.0103	18	144～192	0.0091	24	—	—	—
L03	0.0042	2	58～72	0.1605	7	116～144	0.0152	14	174～216	0.0474	21	232～288	0.0239	28	290～360	0.0386	35
L04	0.0047	2	80～106	0.1001	13	160～212	0.0468	26	240～318	0.0534	39	320～424	0.0217	52	—	—	—

放大因子 2.0。
每个轴向试验持续时间：每 6800km 为 191.20min。

表 D. 5　M109A3 自行榴弹炮底盘弹架上运输 155mm 弹丸宽带加窄带随机振动程序数据

			窄带 1			窄带 2			窄带 3			窄带 4			窄带 5		
试验段	5Hz～500Hz 底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz
垂直轴向(每个试验段 38.25min)																	
V01	0.0032	6	18～24	0.0194	3	36～48	0.0100	6	54～72	0.0130	9	—	—	—	—	—	—
V02	0.0096	4	36～42	0.1262	3	72～84	0.2353	6	108～126	0.0876	9	144～168	0.0910	12	180～210	0.0733	15
V03	0.0089	2	48～60	0.5794	6	96～120	0.2855	12	144～180	0.2445	18	192～240	0.1067	24	240～300	0.1037	30
V04	0.0096	2	68～84	0.4641	8	136～168	0.2240	16	204～252	0.1133	24	272～336	0.0833	32	240～420	0.0663	40
V05	0.0098	2	90～102	0.2038	6	180～204	0.2218	12	270～306	0.1197	18	360～408	0.0418	24	—	—	—
横轴向(每个试验段 38.25min)																	
T01	0.0052	20	18～24	0.0173	3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
T02	0.0052	4	36～42	0.0632	3	72～84	0.0991	6	108～126	0.0094	9	—	—	—	180～210	0.0290	15
T03	0.0046	2	48～60	0.0853	6	96～120	0.0986	12	144～180	0.0312	18	192～240	0.0101	24	240～300	0.0223	30
T04	0.0052	2	68～84	0.0991	8	136～168	0.0317	16	204～252	0.0603	24	272～336	0.0249	32	340～420	0.0235	40
T05	0.0052	2	90～102	1.0552	6	187～204	0.0538	12	270～306	0.0349	18	360～408	0.0120	24	450～500	0.0187	30
纵轴向(每个试验段 38.25min)																	
L01	0.0018	6	18～24	0.0194	3	36～48	0.0100	6	54～72	0.0098	9	—	—	—	—	—	—
L02	0.0032	4	—	—	—	72～84	0.0482	6	108～126	0.0215	9	144～168	0.0153	12	180～210	0.0446	15
L03	0.0046	2	48～60	0.0281	6	96～120	0.0538	12	144～180	0.0496	18	192～240	0.0275	24	240～300	0.0528	30
L04	0.0052	2	68～84	0.0613	8	136～168	0.0424	16	204～252	0.0295	24	272～336	0.0649	32	340～420	0.0273	40
L05	0.0052	6	90～96	0.0645	3	180～192	0.0595	6	270～288	0.0404	9	—	—	—	—	—	—

放大因子 2.0。
每个轴向试验持续时间：每 6800km 为 191.25min。

表 D.6 M109A3 自行榴弹炮突出炮座上运输 155mm 弹丸宽带加窄带随机振动程序数据

			窄带 1			窄带 2			窄带 3			窄带 4			窄带 5		
试验段	5Hz～500Hz 底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz
垂直轴向(每个试验段 38.25min)																	
V01	0.0022	5	36～48	0.0420	6	72～96	0.0155	12	—	—	—	—	—	—	—	—	—
V02	0.0067	4	36～42	1.0916	3	72～84	0.2673	6	108～126	0.2593	9	144～168	0.0334	12	180～210	0.524	15
V03	0.0096	2	48～60	2.2084	6	96～120	0.8362	12	144～180	0.0416	18	192～240	0.0597	24	240～300	0.460	30
V04	0.0111	2	66～82	1.1492	8	132～164	2.0115	16	198～246	0.0777	24	264～328	0.1774	32	—	—	—
V05	0.0118	2	90～108	2.1947	9	180～216	0.1052	18	270～324	0.1334	27	360～432	0.1078	36	—	—	—
横轴向(每个试验段 38.25min) 18																	
T01	0.0018	10	18～24	0.0100	3	36～48	0.0088	6	—	—	—	—	—	—	—	—	—
T02	0.0052	4	36～42	0.1318	3	72～84	0.1507	6	108～216	0.0382	9	144～168	0.0352	12	180～210	0.253	15
T03	0.0074	2	48～60	0.6917	6	96～120	0.1720	12	144～180	0.1021	18	192～240	0.1563	24	240～300	0.457	30
T04	0.007	2	66～78	0.4766	6	132～156	0.1241	12	198～234	0.0792	18	264～312	0.0936	24	330～390	0.575	30
T05	0.0076	2	84～108	0.9133	12	168～216	0.1748	24	270～324	0.1324	36	336～432	0.0838	48	—	—	—
纵轴向(每个试验段 38.25min)																	
L01	0.0012	10	24～36	0.0155	6	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
L02	0.0022	4	42～48	0.0094	3	84～96	0.0251	6	126～144	0.0067	9	168～192	0.0040	12	210～240	0.0058	15
L03	0.0026	2	54～66	0.0460	6	108～132	0.0172	12	162～198	0.0067	16	216～264	0.0098	24	270～330	0.0179	30
L04	0.0047	2	72～90	0.0364	9	144～180	0.0207	18	216～270	0.0179	27	288～360	0.1603	36	360～450	0.0064	45
L05	0.0032	2	96～108	0.0490	6	192～216	0.0310	12	288～324	0.0121	18	284～432	0.0245	24	—	—	—
放大因子 2.0。 每个轴向试验持续时间：每 6800km 为 191.25min。																	

表 D.7　M109A3 自行榴弹炮上运输 155mm 发射装药的宽带加窄带随机振动程序数据

			窄带 1			窄带 2			窄带 3			窄带 4			窄带 5		
试验段	5Hz～500Hz 底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz
垂直轴向（每个试验段 38.25min）																	
V01	0.0037	3	24～36	0.1613	6	48～72	0.0495	12	72～108	0.0047	18	—	—	—	—	—	—
V02	0.0053	4	42～48	1.0751	3	84～96	0.1382	6	126～144	0.0120	9	168～192	0.0201	12	210～240	0.0480	15
V03	0.0085	4	54～60	0.8679	3	108～120	0.0374	6	162～180	0.0312	9	216～240	0.1583	12	270～300	0.0528	15
V04	0.0103	2	66～78	0.5529	6	132～156	0.0464	12	198～234	0.0529	18	264～312	0.0317	24	—	—	—
V05	0.0103	2	84～108	0.2031	12	168～216	0.0818	24	252～324	0.0846	36	—	—	—	—	—	—
横轴向（每个试验段 38.25min）																	
T01	0.0047	4	29～36	0.1556	4	58～72	0.0605	8	87～108	0.1356	12	116～144	0.0309	16	145～180	0.0398	20
T02	0.0066	4	42～48	0.5715	3	84～96	0.1398	6	126～144	0.1504	9	168～192	0.2819	12	210～240	0.0988	15
T03	0.0100	2	54～66	0.7530	6	108～132	0.2294	12	162～198	0.7143	18	216～264	0.0993	24	270～330	0.0740	30
T04	0.0113	2	72～84	1.7997	6	144～168	1.1840	12	216～252	0.2055	18	288～336	0.2092	24	360～420	0.0920	30
T05	0.0121	2	90～102	1.1329	6	180～204	0.6302	12	270～306	0.2222	18	360～408	0.0821	24	—	—	—
纵轴向（每个试验段 38.25min）																	
L01	0.0056	5	36～42	0.7202	3	72～84	0.1161	6	108～126	0.1504	9	144～168	0.0870	12	180～210	0.0988	15
L02	0.0074	2	48～60	0.6747	6	96～120	0.1352	12	144～180	0.5833	18	192～240	0.2260	24	240～300	0.0677	30
L03	0.0111	2	66～78	1.4765	6	132～156	0.6035	12	198～234	0.5570	18	264～312	0.2119	24	330～390	0.0727	30
L04	0.0121	2	84～102	1.6440	9	168～204	1.1807	18	252～306	0.2158	27	336～408	0.0821	36	—	—	—
L05	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—

放大因子 2.0。
每个轴向试验持续时间：每 6800km 为 191.25min。

表 D.8　在 M109A3 自行榴弹炮塔内的安装设备的宽带加窄带随机振动程序数据

			窄带 1			窄带 2			窄带 3			窄带 4			窄带 5		
试验段	5Hz～500Hz 底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz
垂直轴向（每个试验段 54min）																	
V01	0.0010	6	18～30	0.0882	6	36～60	0.0081	12	—	—	—	—	—	—	—	—	—
V02	0.0024	6	36～42	0.4914	3	72～84	0.0391	6	108～126	0.0076	9	144～168	0.0257	12	—	—	—
V03	0.0026	2	48～60	0.2467	6	96～120	0.0319	12	144～180	0.0062	18	192～240	0.0135	24	—	—	—
V04	0.0034	2	66～96	0.1227	15	132～192	0.0294	30	198～288	0.0074	45	—	—	—	—	—	—
V05	0.0024	2	102～126	0.0307	12	204～252	0.0120	24	408～500	0.0079	46	—	—	—	—	—	—
横轴向（每个试验段 54min）																	
T01	0.0022	4	34～42	0.0585	9	36～72	0.0064	18	—	—	—	—	—	—	—	—	—
T02	0.0034	4	48～60	0.1639	3	84～96	0.0435	6	126～144	0.0128	9	192～240	0.0130	24	210～240	0.0239	15
T03	0.0032	2	66～78	0.0332	6	108～132	0.0223	12	162～198	0.0150	18	264～312	0.0179	24	270～330	0.0152	30
T04	0.0040	2	84～102	0.0457	12	144～192	0.0221	24	216～288	0.0660	36	336～408	0.0076	36	—	—	—
T05	0.0030	2	108～126	0.0024	12	204～252	0.0647	24	270～378	0.0072	36	—	—	—	—	—	—
纵轴向（每个试验段 54min）																	
L01	0.0012	4	24～30	0.0069	9	36～72	0.0046	18	—	—	—	—	—	—	—	—	—
L02	0.0017	4	36～42	0.0303	3	84～96	0.0143	6	126～144	0.0040	9	—	—	—	210～240	0.0037	15
L03	0.0022	2	48～60	0.0679	6	108～132	0.0034	12	162～198	0.0067	18	192～240	0.0032	24	—	—	—
L04	0.0030	2	66～28	0.0396	6	144～180	0.0229	18	216～270	0.0040	27	264～312	0.0052	24	360～450	0.0069	45
L05	0.0022	2	84～102	0.0157	15	192～252	0.0091	30	288～378	0.0076	45	336～408	0.0072	36	—	—	—

放大因子 2.0。
每个轴向试验持续时间：每 9600km 为 270min。

表 D.9 在 M109A3 自行榴弹炮车体壁上安装设备的宽带加窄带随机振动程序数据

试验段	5Hz～500Hz底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	窄带1 带宽 Hz	窄带1 幅值 G^2/Hz	窄带1 扫描带宽 Hz	窄带2 带宽 Hz	窄带2 幅值 G^2/Hz	窄带2 扫描带宽 Hz	窄带3 带宽 Hz	窄带3 幅值 G^2/Hz	窄带3 扫描带宽 Hz	窄带4 带宽 Hz	窄带4 幅值 G^2/Hz	窄带4 扫描带宽 Hz	窄带5 带宽 Hz	窄带5 幅值 G^2/Hz	窄带5 扫描带宽 Hz
垂直轴向(每个试验段 45min)																	
V01	0.0044	6	18～24	0.0440	3	54～72	0.0204	9	72～96	0.0162	12	—	—	—	—	—	—
V02	0.0074	4	30～36	0.0806	3	60～72	0.0410	6	90～108	0.0657	9	120～144	0.0219	12	150～180	0.0408	—
V03	0.0086	4	84～96	0.8127	6	126～144	0.0121	9	168～192	0.2471	12	210～240	0.0442	15	—	—	15
V04	0.0084	2	54～66	0.3652	6	108～132	0.0661	12	162～198	0.2657	18	216～264	0.2057	24	270～330	0.1895	30
V05	0.0089	2	72～90	0.8138	9	144～180	0.2323	18	216～270	0.2549	27	288～360	0.0924	36	—	—	—
V06	0.0089	1	92～126	0.8320	15	192～252	0.5561	30	288～378	0.0969	45	384～504	0.0251	60	—	—	—
横轴向(每个试验段 54min)																	
T01	0.0120	4	34～42	0.0223	4	68～84	0.1398	8	102～126	0.0147	12	136～168	0.3751	16	170～210	0.0573	20
T02	0.0110	2	48～60	0.2265	6	96～120	0.4127	12	144～180	0.1834	18	192～240	0.5275	24	240～300	0.1401	30
T03	0.0116	2	66～78	0.2519	6	132～156	0.5437	12	198～234	0.1939	18	264～312	0.1158	24	330～390	0.0904	30
T04	0.0113	2	84～102	0.2394	9	168～204	0.4815	18	252～306	0.1971	27	336～408	0.1249	36	420～500	0.0876	45
T05	0.0121	2	108～126	0.5563	9	216～252	0.4211	18	324～378	0.2959	27	432～504	0.1593	36	—	—	—
T06	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
纵轴向(每个试验段 45min)																	
L01	0.0014	24	24～30	0.0169	3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
L02	0.0334	4	36～42	0.0081	3	72～84	0.0307	6	144～168	0.0135	12	—	—	—	—	—	—
L03	0.0032	2	48～60	0.0207	6	96～120	0.0100	12	144～180	0.0221	38	192～240	0.0100	24	240～300	0.0054	30
L04	0.0032	2	66～78	0.0490	6	132～156	0.0131	12	198～234	0.0315	38	264～312	0.0128	24	330～390	0.0076	30
L05	0.0032	2	84～102	0.0199	9	168～204	0.0169	18	252～306	0.0110	27	336～408	0.0084	36	420～500	0.0130	45
L06	0.0037	2	108～126	0.0572	9	216～252	0.0466	18	324～378	0.0255	27	432～500	0.0246	36	—	—	—

放大因子 2.0。
每个轴向试验持续时间：每 9600km 为 270min。

表 D.10 在 M110A2 自行榴弹炮耳轴上安装设备的宽带加窄带随机振动程序数据

			窄带 1			窄带 2			窄带 3			窄带 4			窄带 5		
试验段	5Hz～500Hz底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz
垂直轴向(每个试验段 54min)																	
V01	0.0032	6	24～36	0.0717	6	48～72	0.0263	12	–	–	–	–	–	–	–	–	–
V02	0.0299	6	42～48	2.4285	3	84～96	1.8373	6	126～144	0.9756	9	168～192	0.5968	12	–	–	–
V03	0.0221	2	54～66	0.7512	6	108～132	1.7157	12	162～198	0.6355	18	216～264	0.2226	24	210～240	0.3829	15
V04	0.0275	2	72～90	2.8300	9	144～180	1.9554	18	216～270	1.0022	27	288～360	0.2827	36	270～330	0.2563	30
V05	0.0050	4	96～114	0.2151	9	192～228	0.0369	18	–	–	–	–	–	–	–	–	–
横轴向(每个试验段 67.5min)																	
T01	0.0246	6	42～48	0.4085	3	84～96	0.3341	6	126～144	0.4016	9	168～192	0.3159	12	210～240	0.1822	15
T02	0.0191	4	54～66	0.4884	6	108～132	0.5501	12	162～198	0.3505	18	216～264	0.1285	24	270～330	0.3323	30
T03	0.0241	2	72～90	0.0480	9	144～180	0.9808	18	216～270	0.3409	27	288～360	0.1933	36	360～450	0.1854	45
T04	0.0044	6	96～144	0.1077	9	192～228	0.0221	18	–	–	–	–	–	–	–	–	–
T05	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
纵轴向(每个试验段 67.5min)																	
L01	0.0293	6	36～42	1.7113	3	72～84	1.1814	6	108～126	0.4711	9	144～168	1.2878	12	180～210	0.6981	15
L02	0.0032	8	48～60	0.0293	6	96～120	0.0183	12	–	–	–	–	–	–	–	–	–
L03	0.0343	2	66～78	0.2431	6	132～156	0.9714	12	198～234	1.0437	18	264～312	0.3255	24	330～390	0.1346	30
L04	0.0054	2	84～114	0.1483	15	168～228	0.0811	30	252～342	0.0215	45	–	–	–	–	–	–
L05	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–

放大因子 2.0。
每个轴向试验持续时间：每 9600km 为 270min。

表 D.11　在 M110A2 自行榴弹炮驾驶舱内安装设备的宽带加窄带随机振动程序数据

			窄带 1			窄带 2			窄带 3			窄带 4			窄带 5		
试验段	5Hz～500Hz 底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz
垂直轴向(每个试验段 54min)																	
V01	0.0052	8	30～36	0.0391	3	90～108	0.0201	9	—	—	—	—	—	—	—	—	—
V02	0.0253	4	42～48	0.2574	3	84～96	0.4282	6	126～144	0.4139	9	168～192	0.2844	12	210～240	0.3028	15
V03	0.0175	2	54～66	0.2413	6	108～132	0.2622	12	162～198	0.1099	18	216～264	0.2019	24	270～330	0.4353	30
V04	0.0217	2	72～90	0.1101	9	144～180	0.4506	18	216～270	0.2908	27	288～360	0.3665	36	360～450	0.4270	45
V05	0.0128	2	96～114	0.1494	9	192～228	0.0661	18	288～342	0.1716	27	384～456	0.0938	36	—	—	—
横轴向(每个试验段 54min)																	
T01	0.0081	4	120～144	0.0856	12	50～80	0.0264	15	—	—	—	—	—	—	—	—	—
T02	0.0233	4	42～48	0.2035	3	84～96	0.0990	6	126～144	0.4478	9	168～192	0.2204	12	210～240	0.1662	15
T03	0.0213	2	54～66	0.1207	6	108～132	0.3215	12	162～198	0.0623	18	216～264	0.1426	24	270～330	0.1318	30
T04	0.0265	2	72～90	0.1445	9	144～180	0.4487	18	216～270	0.3014	27	288～360	0.6389	36	360～450	0.5300	45
T05	0.0287	2	96～114	0.3548	9	192～228	0.2676	18	288～342	0.7922	27	384～456	0.4408	36	480～500	0.2925	45
纵轴向(每个试验段 54min)																	
L01	0.0034	6	48～72	0.0172	12	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
L02	0.0227	4	42～48	0.2119	3	84～96	0.2254	6	126～144	0.2459	9	168～192	0.1139	12	210～240	0.2498	15
L03	0.0160	2	54～66	0.0617	6	108～132	0.1350	12	162～198	0.1597	18	216～264	0.0811	24	270～330	0.1153	30
L04	0.0195	2	72～90	0.2262	9	144～180	0.2939	18	216～270	0.1536	27	288～360	0.1027	36	360～450	0.2030	45
L05	0.0096	2	96～114	0.0777	9	192～228	0.0629	18	288～342	0.0762	27	384～456	0.0477	36	—	—	—

放大因子 2.0。
每个轴向试验持续时间：每 9600km 为 270min。

表 D.12 在 M60A3 坦克炮塔上安装设备的宽带加窄带随机振动程序数据

			窄带 1			窄带 2			窄带 3			窄带 4			窄带 5		
试验段	5Hz～500Hz 底谱量值 G^2/Hz	扫描次数	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz	带宽 Hz	幅值 G^2/Hz	扫描带宽 Hz
垂直轴向(每个试验段 54min)																	
V01	0.0006	10	20～25	0.0139	2.5	40～50	0.0088	5	60～75	0.0012	7.5	—	—	—	—	—	—
V02	0.0007	10	30～35	0.0163	2.5	60～70	0.0040	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—
V03	0.0027	3	40～50	0.0859	5	80～100	0.0352	10	120～150	0.0193	15	160～200	0.0110	20	200～250	0.0075	25
V04	0.0016	3	55～65	0.0933	5	110～130	0.0265	10	165～195	0.0035	15	220～260	0.0034	20	275～325	0.0019	25
V05	0.0016	10	70～75	0.0732	2.5	140～150	0.0105	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—
横轴向(每个试验段 54min)																	
T01	0.0004	10	20～25	0.0038	2.5	40～50	0.0009	5	60～75	0.0005	7.5	—	—	—	—	—	—
T02	0.0005	10	30～35	0.0015	2.5	60～70	0.0016	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—
T03	0.0010	4	40～50	0.0204	5	80～100	0.0085	10	120～150	0.0017	15	160～200	0.0012	20	—	—	—
T04	0.0012	8	55～65	0.0710	5	110～130	0.0052	10	—	—	—	—	—	—	—	—	—
T05	0.0013	10	70～75	0.0583	2.5	140～150	0.0045	5	210～225	0.0014	7.5	—	—	—	—	—	—
纵轴向(每个试验段 54min)																	
L01	0.0004	10	20～25	0.0067	2.5	40～50	0.0026	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—
L02	0.0005	10	30～35	0.0067	2.5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
L03	0.0009	8	40～50	0.0141	5	80～100	0.0023	10	—	—	—	—	—	—	—	—	—
L04	0.0009	8	55～65	0.0133	5	110～130	0.0026	10	—	—	—	—	—	—	—	—	—
L05	0.0014	10	70～75	0.0154	2.5	140～150	0.0026	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—

放大因子 2.0。
每个轴向试验持续时间：每 9600km 为 270min。

附　录　E
（资料性附录）
所有运输工具——安装在悬臂段外部设（装）备上的振动

E.1　概述

如果装备由安装在平台外部的悬臂组件组成或装备包括悬臂组件，可能会发生特殊问题。这些问题相对少见，但是当它们发生时，会导致快速和彻底的失效。当悬臂组件受到流场动力耦合的激励以它们的弯曲或扭转模态振动时，就可能发生上述问题。

E.2　激励机理

E.2.1　概述

处在流场中的悬臂组件会以几种类型的自激振动模式和对压力变化造成的强迫响应而振动。下面介绍三个基本机理。关于自激振动的一般讨论和关于这三个机理更多的信息请参阅参考文献[1]的第7章和参考文献[2]的第3.6条、第5章和第6章。

E.2.2　“翼面”的颤振

E.2.2.1　概述

颤振是一种力学现象即在流场中“翼面”的振动产生的升力和力矩使振动得到增强和放大，这个“翼面”指的是一种具有狭长剖面形状的悬臂梁(既剖面平行于气流方向的尺寸远远大于垂直于气流方向的尺寸)。颤振不是环境强迫产生的结果，它具有结构设计的内在机理并且一旦颤振现象发生，它不需要进一步的环境激励来维持和增强颤振这种运动。颤振是一个独立的工程特性，应由从事颤振的技术人员来处理。从事振动的技术人员需要辨认出颤振以及颤振和其他振动的区别。当把其他类型的振动混淆为颤振时，引出了许多虚假的问题。反过来，在从事颤振的技术人员辨认出颤振并加以处理之前，颤振问题是得不到解决的。

E.2.2.2　失速颤振

失速颤振又叫做路牌颤振是一种已知的简单形式的颤振。当一个金属盘(路牌)安装在一根金属立柱上并在风中猛烈抖动时，这个现象就是路牌颤振。当风向大概是平吹的并且与金属盘(路牌)的垂直平面有一个小的角度时，路牌颤振会发生。在金属盘的表面会形成一个压力分布，与机翼相似。这些压力合成为一个升力，作用点在立柱的上游(1/4平均气动弦)。这个偏心力导致金属盘绕立柱扭转，增加了风和金属盘之间的角度(攻角)。增加的攻角导致了升力的增加，立柱更大的扭转以及更大的攻角。这个过程一直持续到立柱的扭转刚度足够大到抵消进一步的扭转或者流过金属盘的气流失速。当失速发生时，升力的中心移动到金属盘的中心(1/2平均气动弦)同时扭转力矩消失。立柱(扭转弹簧)使路牌恢复到初始角度，流场重新建立，金属盘再次扭转，循环不停的重复进行。这个循环的重复频率是金属盘/立柱系统的扭转频率。对于真正的公路路牌，这个循环可以持续很长的时间而不破坏这个钢立柱。可是，当一个类似的振动发生在一个更复杂的结构上时，通常会很快导致结构失效。

E.2.2.3　经典颤振

经典颤振是一种涉及两阶(或更多)结构固有模态的力学现象。一般来说是一阶弯曲和一阶扭转模态。随着流场速度的增加，气流与模态质量、模态刚度动力耦合，改变各阶模态频率。当两阶模态频率重合时，两阶模态的运动以一种从流场中吸取能量的方式耦合，就会发生颤振。更多的信息见参考文献[3]第7.10条和第3.6条。

E.2.3　钝形截面的涡流脱落

当空气从一个钝形截面(高度大致等于宽度)上流过时，涡流会在一个面上和另一个面上交替脱落并产生一个交变力。这些涡流与悬臂的长度方向平行并相互独立向下流传播，很快消失。当平台在流体中

移动时，安装在平台上的钝面悬臂会受到这种力。如果激励频率与悬臂的共振频率接近，就会出现振动。如果振动模态的频率低，衰减振动就会持续。这是另一种自激振动而不是环境导致的振动。不过在这种情况下不像颤振，振动工程师通常可以处理这个问题。

a) 由涡流脱落引起的振动常常可以在汽车的天线上看到。当汽车以大约 80km/h～97km/h 的速度行驶时，如果天线上有水，天线常常会发生能目视观察到的振动。天线不容易失效因为此时振动是以二阶弯曲模式振动的(两个节点)。应变分布(模态形状)为在悬臂根部的动弯矩不太高(同样容易观察到)。(还可能因为天线是用低强度的钢制造的，疲劳特性好)。

b) 产生的脱落频率和力大致按式(E.1)和式(E.2)计算：

$$f=0.22V/D \tag{E.1}$$

$$F=(1/2\rho V^2DL)\sin(2\pi ft) \tag{E.2}$$

式中：

f ——频率；

V ——速度；

D ——悬臂截面直径；

F ——力；

ρ ——密度；

t ——时间；

L ——受作用的长度(垂直于截面部分)。

(对于非圆形截面部分，D 在频率等式中是垂直于流场方向的长度，在力等式中是平行于流场方向的长度。更多的信息见参考文献[1]第 7.6 条)

E.2.4 悬臂的气流扰动

外部悬臂在流场中由波动引起的强迫振动与飞机对气流扰动(飞机的主要振源之一)的响应是相同的。悬臂的振动比较特殊是悬臂的动态特性造成的。首先，悬臂受激励作用的表面积相对与支撑结构的截面积要大。其次，悬臂容易出现大幅值的运动的响应，并在支撑基座上出现大的根部应力。第三，当悬臂的形状为“翼型”时，会产生气动升力和拉力并叠加在波动压力载荷上。速度和方向不断变化的流体翻滚形成的扰动产生了这些气动力。这些变化以攻角和流场速度的变化对翼施加影响。

a) 有两种重要的激励类型。一个是宽带随机扰动，产生在相对钝的流场障碍后面或失速的薄片后面。另一个是涡流，在一个“翼”两侧的压力不同时形成。流体经过翼尖从压力高的一侧绕到压力低的一侧，使气流延翼尖下游方向旋转。这种旋转气流或涡流存留在“翼”的尾流区，十分稳定，可以在下游保持很长距离，在频率分布上具有非常陡的尖峰形状。

b) 在飞机机翼上经常存在涡流产生器(小“翼”)。产生的涡流帮助把气流保持在翼面的合适位置上。装有 CFM56(大直径)发动机的波音 737 飞机起飞时，如果空气潮湿可以清晰地看到这种现象。在每个飞机发动机引擎罩的内侧板上大约每隔 20cm(8in)有一个涡流产生器。当飞机运行到起飞姿态时产生一个涡流，它移动到机翼上方，平行于机身向后伸展。坐在发动机和机翼旁窗口的乘客通过凝露可以清晰地看到涡流。

E.3 平台环境

E.3.1 固定翼飞机和外部外挂

E.3.1.1 任何的“翼”都可能颤振。不过，外挂的片状天线、机翼、控制面和尾桨一般不容易出现颤振，因为一阶弯曲模态频率和一阶扭转模态频率一般相距较远。从事颤振的技术人员应考虑任何弯曲和扭转模态频率相距较近的“翼”。

E.3.1.2 固定翼飞机一般没有钝角的外部悬臂截面部。外形线外的东西一般都是流线型的以降低阻力。不过，如果使用了钝角截面的结构，就要加以注意以保证脱落频率与悬臂的固有频率相距较大。

E.3.1.3 许多固定翼飞机会遇到扰动产生的强迫振动问题。典型的问题是片状天线的失效，外部外挂的尾桨的失效，导弹翼、导弹控制舵面的失效。片状天线的问题一般是由于天线的位置处于气流扰动的下游，如驾驶舱盖，突出在气流中的天线屏蔽罩或飞机表皮的孔穴。强烈的宽带气流扰动向下游方向运动，可以在扰动部件后方维持3到5倍的扰动部件最大截面尺寸的距离。

E.3.1.4 外挂的尾桨一般暴露在挂架、吊舱或前方外挂的后部扰动中。有这样的情况：当出现高速喘振时，在发动机进气道的角落里形成涡流。涡流向后扩展时脱落并向飞机的中心线移动。飞机在此处有一个外挂区被涡流围绕。在此挂飞的特殊导弹的弹翼和控制舵面经历了高量级的振动引起快速失效。该导弹不得不进行重新设计以便可以在此处挂飞。

E.3.2 直升机和外部外挂

E.3.2.1 由于空速相对较低在直升机上不容易发生“翼”颤振。不过，如果在“翼”类型的元件上出现了不能解释的失效，应咨询从事颤振的技术人员。

E.3.2.2 直升机的飞行速度比固定翼飞机的低，所以流线形在直升机就不那么重要，在直升机容易使用钝形截面的悬臂。当使用钝形截面的悬臂时就要小心，保证脱落频率与悬臂的固有频率相距较远。

E.3.2.3 直升机同样会遇到扰动。不过因为扰动造成的振动载荷与气流速度成正比，而直升机的速度较低，这种问题不太容易出现。但还是应当小心地布局悬臂装备以避开已知的扰动。

E.3.3 地面车辆

E.3.3.1 在敞篷卡车上的帆布罩的抖动是颤振的一种形式。这种类型结构会出现颤振所以必须很结实并捆绑得很好以防止被吹落。不过，用一个高刚度的罩代替帆布罩是荒谬的。地面车辆的速度使得颤振问题只在这种类型的颤振中发生。

E.3.3.2 对地面车辆的设计，流线形是一个不重要的因素。所以，容易使用钝形截面的悬臂，涡流脱落也相对容易出现。当使用钝形截面的悬臂时就要小心，保证脱落频率与悬臂的固有频率相距较远。

E.3.3.3 由于气流速度低，强迫振动问题就十分少见。不过，扰动确实在任何速度的气流中都存在并可能影响大的、低频的结构。大型卡车产生的低频扰动会影响邻近的小型车辆的驾驶。大型货车的后面的涡流经常可以通过路面上翻滚的尘土来观察到。

E.3.4 水上运输工具

E.3.4.1 水面上平台部分可以参照上面讨论的运用地面车辆的情况。水面下平台的部分是在高密度的流体中，尽管速度低，但是压力相对要更高。水上飞机的尾流扰动可以从水面上清晰地观察到。“翼”类型的装备会发生颤振，钝形截面的悬臂以及有钝角尾边的“翼”会发生涡流脱落。

E.3.4.2 船体和水面下安装在外部的装备一般是为在船首和船侧面流体平滑而设计的，但在船尾会形成方角。在光滑流体区域不会有绕流产生的强迫振动问题。不过，任何船尾下游地方的东西都会承受高量级的流场扰动。

E.4 作用量级

E.4.1 作用量级与颤振或其他类型的失稳并没有直接关系。这些情况如果发生的话，或者会导致系统快速和彻底失效，或维持在高量级而造成快速疲劳或磨损失效。正确的方法是装备的设计能防止这些情况的发生。如果发现了失稳，正确的方法是了解原因并消除产生它的机理。通过确定发生失稳的共振的模态和频率，如果可能的话，了解流场的情况来达到这个目的。通过改变模态频率、模态形状、模态阻尼和流场特性来消除产生它的机理。通过改变模态质量、刚度和阻尼或改变气动形状来达到这个目的(见参考文献[3]的第6.1条)。动力阻尼器对于改变模态特性常常很有用(见参考文献[4]的第3.2条和第3.3条)。

E.4.2 涡流产生的振动一般同样会引起快速的疲劳和磨损失效。这个问题一般与装备的某个振动模态有关。如果可能的话，可以通过将脱落频率和共振频率分离来消除这个问题(理想因子为2)。如果这不现实，也有可能通过好的设计让装备在使用的时间内保持完好。好的设计包括使用疲劳特性好的材料，

消除高应力点和增加阻尼。为了定义作用量级，必须测量安装在平台上的悬臂在使用环境下的运动情况并用这些测量数据定义模态响应。如果需要进行试验室试验，必须采用响应控制。这是因为主要的能量是直接从流场输入的。悬臂对这种类型输入的响应要比对从安装处进行振动的响应要大。

E.4.3 局部扰动是无法预测的，除非在非常一般的意义上。这种类型的问题在可能的情况下都应尽量避免，可以通过将装备安装在已知的扰动区域外来实现。除了这种方法之外，还必须在平台规定的使用包络线内操作平台，如果出现了问题要评估这些问题。如果发现了问题，第一个步骤是确定引起问题的扰动尾流来源，然后将装备从尾流中挪走。如果这也不可能的话，参见涡流脱落问题的讨论。

E.5 作用持续时间

如同上面的讨论，通过消除失稳机理或让装备远离扰动来解决问题。如果必须定义作用持续时间，从寿命周期环境剖面中选取持续时间。注意这些问题可能会在使用包络线的非常特殊的区域出现。也许必须将任务分割为非常细的量级来确定真实的持续时间。

参考文献

[1] Mechanical Vibrations; Den Hartog, J.P., Fourth Edition, McGraw—Hill Book Company, 1956.

[2] A Modem Course in Aeroelasticity. Dowell, E.H., et al, Second Edition, Kluwer Academic Publisher, 1989.

[3] Prost, W.G., P.B.Tucker, and G.R.Waymon, Captive Carriage Vibration of Air—to—Air Missiles on Flight Aircraft. Journal of Environmental Sciences, 21:15, (September/October 1978), pp.11—15.

[4] Piersol, A.G., Vibration and Acoustic Test Criteria for Captive Flight of Externally Carried Stores, December 1971. AFFDL—TR—158. DTIC No. AD—893—005L.